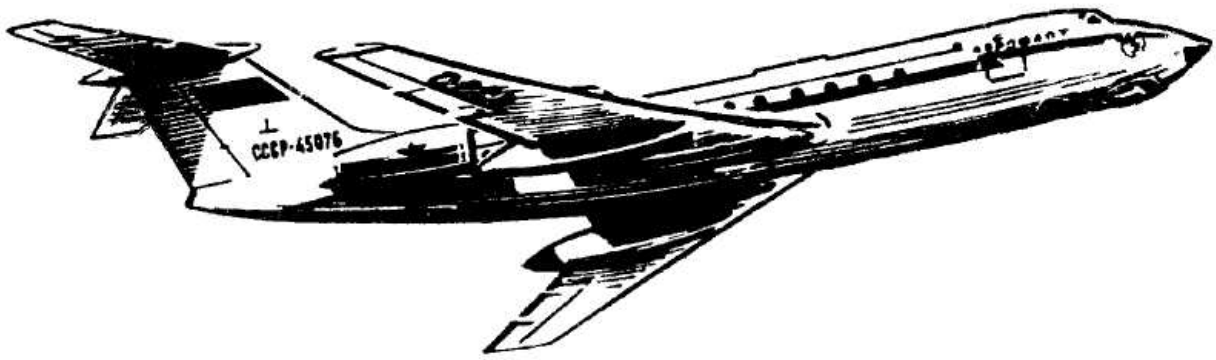
Г. А. ФЕДОСЕЕВА

ПРИБОРЫ И НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА Ту-134А



МАШИНОСТРОЕНИЕ

1978

ГЛАВА 1

ПРИБОРНЫЕ ДОСКИ

1.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА Ту-134А

Самолет Ту-134А оборудован современными приборами и навигационно-пилотажными системами, позволяющими пилотировать самолет в сложных метеорологических условиях. Все приборы и системы подразделены на три основные группы:

— пилотажно-навигационные приборы, определяющие местоположение самолета относительно земли (угол крена, тангажа, скорость, высоту, направление полета и др.);

— приборы контроля работы двигателей, выдающие информацию о работе двигателей на всех режимах, а также систем, обслуживающих силовую установку в целом;

— вспомогательные приборы, контролирующие работу самолетных агрегатов и систем.

Надписи на приборных досках, панелях, щитках, пультах, шкалах и стрелках приборов выполнены белой краской и освещаются красным светом при помощи индивидуальных щелевых светильников.

В комплект приборных досок входят:

— приборная доска первого пилота;
— приборная доска второго пилота;
— средняя приборная доска;
— верхний приборный щиток пилотов;
— щиток приборов силовой установки;
— приборная доска штурмана.

Приборные доски пилотов расположены в передней части кабины, над ними смонтирован верхний электрощиток. В проходе кабины по левому борту установлен щиток приборов силовой установки и щиток демпфера рыскания ДР-134М.

В отсеке штурмана по левому борту размещена приборная доска штурмана.

На самолете установлен навигационно-пилотажный комплекс приборного оборудования, в состав которого входят:

— курсовая система КС-8
— навигационная автоматическая система ДИСС-013-134;
— радионавигационная аппаратура «Курс-МП-1»;
— радиовысотомер РВ-5;

—доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС-013;

—радиосистема ближней навигации РСБН-2с;

—бортовая система управления заходом на посадку БСУ-ЗП;

—самолетный дальномер СД-67 для измерения расстояния между самолетом и радиомаяками-ответчиками международной системы ближней навигации ДМЕ;

— автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-15КР.

1.2. ПРИБОРНАЯ ДОСКА ПЕРВОГО ПИЛОТА

На приборной доске первого пилота (рис. 1) установлены:

—указатель углов атаки и перегрузок (12) УАП-ЗКР из комплекта АУАСП-15КР;

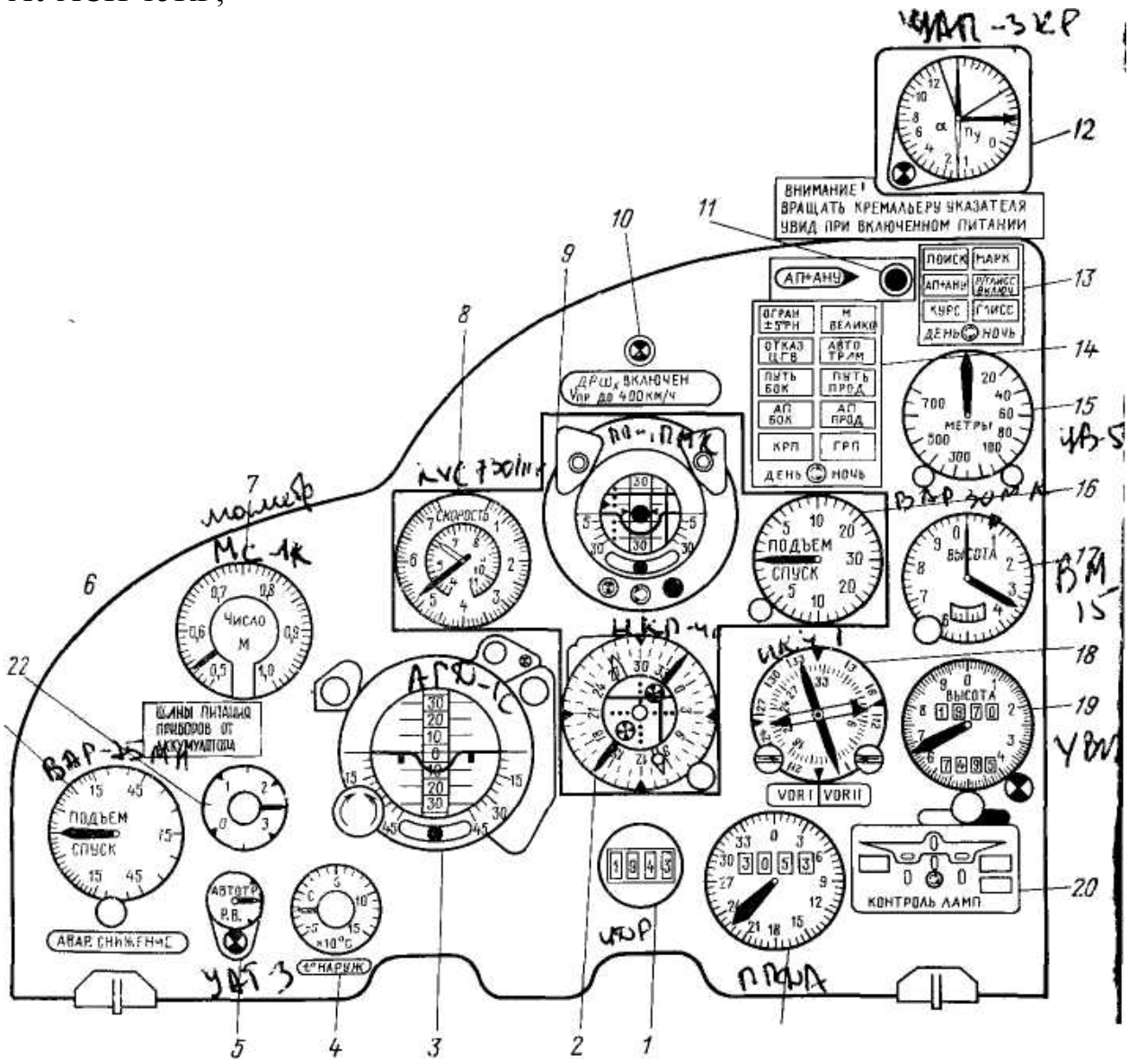


Рис. 1. Приборная доска первого пилота

1—индикатор дальности ИДР-1**;** 2—навигационный курсовой прибор НКП-4К; 3—указатель дистанционного авиагоризонта АГД-1С; 4—указатель температуры наружного воздуха ТНВ-1 из комплекта ТНВ-15; 5—указатель автотриммера УАТ-3; 6—вариометр ВАР-75МК; 7—манометр МС-1К; «8—указатель скорости КУС-730/1100К; 3—пилотажный прибор ПП-1ПМК из комплекта «Путь-4МПА-1К.»; 10—лампа сигнализации включения канала демпфера рыскания; 11—кнопка включения связи автомата с системой АНУ-1К; 12—указатель углов атаки и перегрузок УАП-ЗКР из комплекта

АУАСП-15КР; 13—сигнальное табло Т-6У2; 14—сигнальное табло Т-10У2; 15—указатель высоты УВ-5; 1б-вариометр ВАР-ЗОМК: 17—высотомер ВМ-15К; 18—указатель ИКУ-1А; 19—указатель высотомера УВИД-30-15К; 20—табло пилотажно-посадочного сигнализатора ППС-2МК.; 21—трямопоказывающий прибор дальности и азимута ППДА-П1; 22—вольтметр В-1.

— сигнальное табло Т-6У2 (13) сигнализации «захвата» зоны курсового и глиссадного радиомаяков, связи автопилота с устройством АНУ-1К, «Поиск дальности», «р/глисс. включ», «Маркер»;
— указатель истинной высоты УВ-5 (15) из комплекта радиовысотомера РВ-5,
— указатель барометрической высоты ВМ-15К (17);
— указатель барометрической высоты (19) УВИД-30-15К из комплекта электромеханического высотомера УВИД;
— табло пилотажно-посадочного сигнализатора ППС-2МК (20);
— кнопка включения связи (11) автопилота АП-6ЕМ-ЗП с устройством АНУ-1К, которое является составной частью системы ДИСС-013-134;
— сигнальное табло Т-10У2 (14) сигнализации неисправностей БСУ-ЗП, «Курс-МП» предельного значения отклонения руля направления на ±5°, превышение числа «М»;
— вариометр ВАР-ЗОМК (16);
— индикатор курсовых углов (18) ИКУ-1А из комплекта «Курс-МП 1»;
— прямопоказывающий прибор (21) дальности и азимута ППДА-П1 из комплекта РСБН-2С;
— лампа сигнализации включения канала ω_x демпфера рыскания (10);
— пилотажный прибор (9) ПП-1ПМК из комплекта системы «Путь-4МПА-1К», входящей в состав системы БСУ-ЗП;
— навигационный курсовой прибор (2) НКП-4К из комплекта «Путь-4МПА-1К»;
— комбинированный указатель скорости (8) КУС-730/1100К;
— указатель дистанционного авиагоризонта АГД-1С (3);
— указатель числа М (7) типа МС-1К;
— указатель усилий на руле высоты (5) УАТ-3 из комплекта автотриммера АТ-2, входящего в состав системы БСУ-ЗП;
— вариометр аварийного снижения (6) ВАР-75МК;
— указатель температуры наружного воздуха (4) ТНВ-1 из комплекта ТНВ-15;
— индикатор дальности (1) ИДР-1 из комплекта СД-67;
— вольтметр В1 (22).

1.3. ПРИБОРНАЯ ДОСКА ВТОРОГО ПИЛОТА

На приборной доске второго пилота (рис. 2) установлено:
— сигнальное табло Т-6У2 (6) критических режимов и сигнальные лампы для управления противообледенительной системой;
— сигнальное табло Т-10У2 (7) сигнализации неисправностей БСУ-ЗП, «Курс-МП» и «захвата» зоны курсового и глиссадного радиомаяков;

— указатель числа М типа МС-1К (5);
— указатель кабинной высоты и перепада давления УВПД-5-
— электрический указатель поворотов ЭУП-53МК (3);

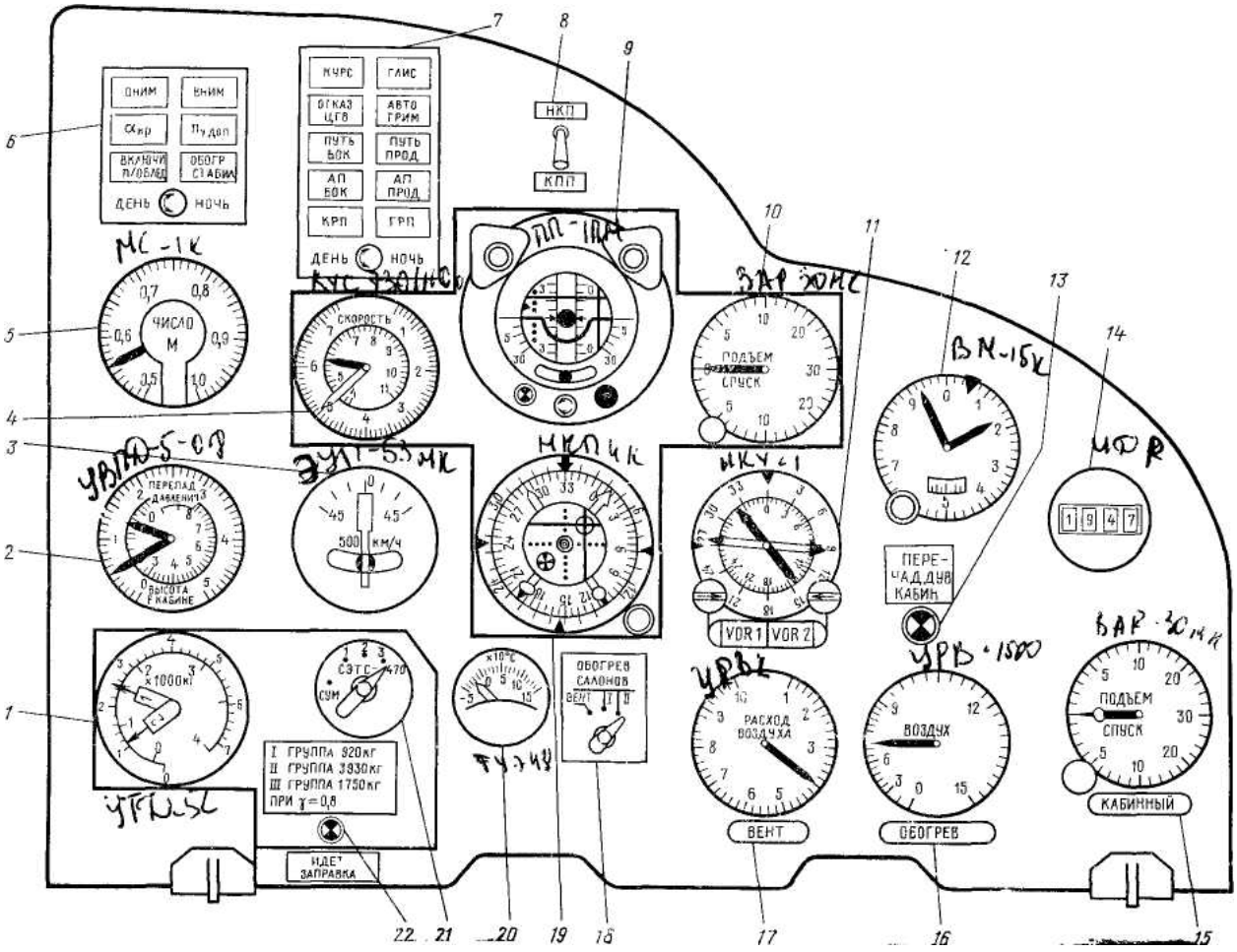


Рис. 2. Приборная доска второго пилота

1—указатель топливомера УТД-52 из комплекта СЭТС-470А; 2—указатель высоты и перепада давления УВПД-5-0,8; 3—электрический указатель поворотов ЭУП-53МЮ 4—указатель скорости КУС-730/1100К; 5—маметр МС-1К; 6—сигнальное табло Т-6У2; 7—сигнальное табло Т-10У2; 8—выключатель НКП-КПП переключения сигналов РСБН-2С; 9—пилотажный прибор ПП-1ПМ; 10—вариометр ВАР-ЗОМК; 11—указатель курсовых углов ИКУ-1А; 12— высотомер ВМ-15К; 13—лампа сигнализации «Перенаддув кабин»; 14—индикатор дальности ИДР-1: 15—кабинный вариометр ВАР- ЗОМК; 16— указатель расхода воздуха УРВ-1500 в линии обогрева кабин; 17—указатель расхода воздуха УРВК в линии вентиляции кабин; 18—переключатель указателя термометра ТУЭ-48; 19—навигационный курсовой прибор НКП-4К; 20—указатель термометра ТУЭ-48, показывающего температуру воздуха в системе кондиционирования; 21—переключатель топливомера ПГ-1, 22—лампа сигнализации.

—указатель топливомера УТД-52 (1) из комплекта СЭТС-470А с переключателями ПГ-4 (21);
— сигнальная лампа «Идет заправка» (22);
— комбинированный указатель скорости КУС-730/1 ШОК (4);
— переключатель НКП-КПП сигналов РСБН-2С (8);
— пилотажный прибор ПП-1ПМК (9) из комплекта «Путь-4МПА», входящего в состав БСУ-ЗП;

— навигационный курсовой прибор НКП-4К (19) из комплекта «Путь-4МПА;
— указатель термометра ТУЭ-48 (20), показывающего температуру воздуха в системе кондиционирования в трех точках: линии вентиляции, в переднем и заднем салонах в зависимости от положения переключателя (18);
— вариометр ВАР-ЗОМК (Ю);
— индикатор курсовых углов ИК.У-1А (11) из комплекта Курс-МП;
— указатель барометрической высоты ВМ-15К (12);
— индикатор дальности ИДР-1 (14) из комплекта СД-67;
— кабинный вариометр ВАР-ЗОМК (15);
— указатель расхода воздуха (16) УРВ-1500К в линии обогрева кабин;
— сигнальная лампа «Перенаддув кабин» (13);
— указатель расхода воздуха (17) УРВК в линии вентиляции.

1,4. СРЕДНЯЯ ПРИБОРНАЯ ДОСКА ПИЛОТОВ

Па средней приборной доске (рис. 3) установлены:
— пульт управления (2) УКВ радиостанцией № 1 из комплекта «Ландыш»;
— пульт управления (7) дальномером из комплекта СД-67;
— блоки управления (1) системой «Курс-МП»;
— селекторы азимута (9) из комплекта «Курс-МП»;
— селектор выбора радиосистем (6) из комплекта «Курс-МП»;
— кнопка 5К (4) сброса сигнала «Внимание» со светового табло Т-8У2;
— сигнальные лампы (3) «Интерцсптор выпущен»;
— сигнальные лампы (5) «Автомат, тормоз, шасси»;
— лампы (10) сигнализации «Неисправность двиг.»;
— трехстрелочный индикатор (8) УИЗ-3ТР давления топлива, .температуры и давления масла двигателей из комплекта ЭМИ-ЗРТИ;
— индикатор УИ1-4ТР (11) низкого давления топлива двигателей из комплекта ДИМ-4Т;
лампы сигнализации (12) положения лопаток входного направляющего аппарата двигателя «Замок реверса», «Реверс включ.»;
— сигнальное табло (19) опасных режимов полета Т-8У2; указатели РТСВ расходомера топлива на каждый двигатель
— измерители ИТ-2Т температуры выходящих газов по одному на каждый двигатель (14);
—указатель тахометра (16) ИТЭ-2Т второго каскада двигателей;

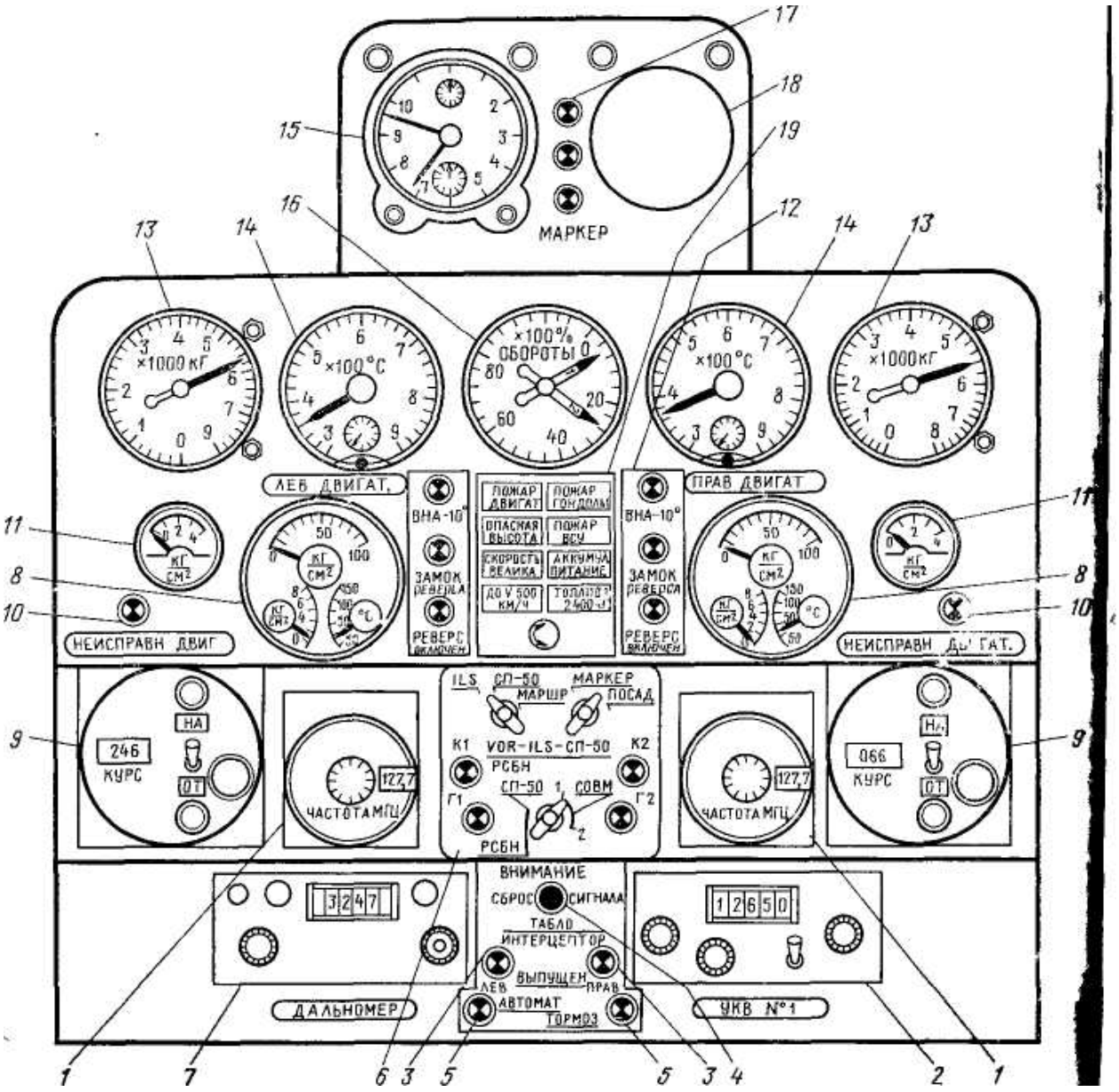


Рис. 3. Средняя приборная доска пилотов

1—блоки управления системой Курс-МП; 2—пульт управления УКВ радиостанций № 1, 3—лампа сигнализации «Интерцептор выпущен»; 4—кнопка сброса сигнала «Внимание! сброс сигнала табло»; 5—лампа сигнализации «Автомат тормоз, шасси»; 6—селектор выбора радиосистем; 7—пульт управления дальномером; 8—указатели УИЗ-3ТР давления, топлива температуры и давления масла двигателей; 9—селекторы азимута из комплекта Курс МП; 10—лампы сигнализации «Неисправность двиг.»: 11—указатели УИ1-4ТР манометров топлива двигателей; 12—сигнальные лампы; 13—указатели расхода топлива двигателей; 14—измерители температуры ИТ-2Т двигателей; 15—часы АЧС-1МК; 16—указатель тахометра 11 каскада ИТЭ-2Т; 17—лампы сигнализации «Маркер»; 18—место под установку футомера; 19—сигнальное табло Т-8У2

— авиационные часы (15) типа АЧС-1МК;

— сигнальные лампы синяя, желтая и белая «Маркер» (17);

— место под установку (18) футомера.

1.5. ПРИБОРНАЯ ДОСКА ШТУРМАНА

На приборной доске штурмана (рис. 4) установлены-

—индикатор (1) бокового уклонения ИЛБУ (блок 16) из комплекта системы ДИСС-013-134;

— указатель (2) барометрической высоты ВМ-15К;

__ лампы (3), сигнализирующие подлет, пролет зоны, неисправности каналов дальности и азимута системы РСБН-2С,

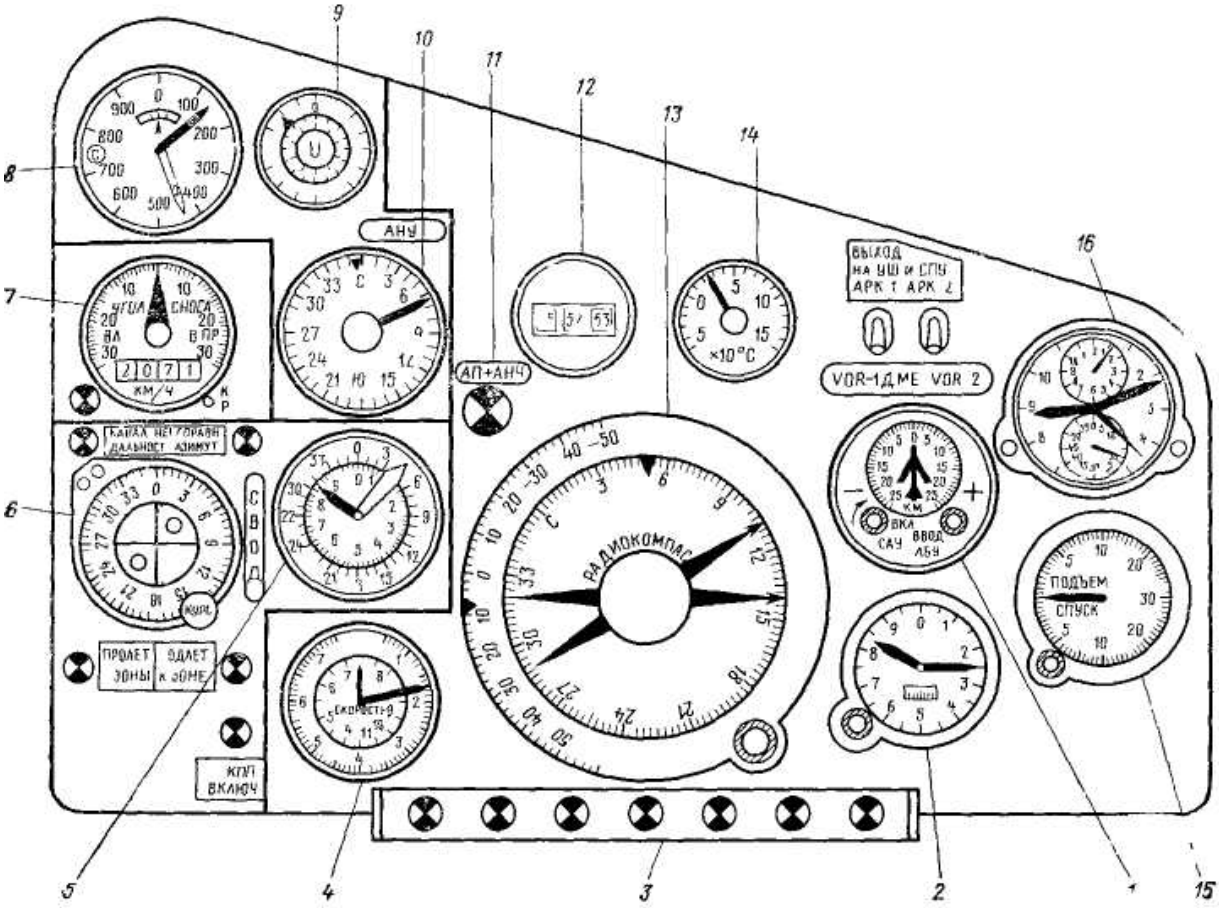


Рис 4 Приборная доска штурмана

1—индикатор бокового уклонения (блок 16), 2—указатель высоты ВМ 15К 3—лампы сигнализации системы РСБН- 2С 4—указатель скорости КУС 730/1100К, 5—прямопоказывающий прибор дальности и азимута ППДА-Ш1, 6—комбинированный пилотажный прибор КПП-МС, 7—индикатор путевой скорости и угла сноса, 8—счетчик пути НИ-50СЧК, 9—задатчик ветра ЗВ-1К., 10—задатчик угла карты ЗУК- IK, 11—лампа сигнализации связи автопилота с системой АНУ-1К, 12—индикатор дальности, 13—указатель штурмана УШК-14—указатель ТНВ-1: 15—вариометр ВАР-ЗОМК 16—авиационные часы АЧС-1МК

— комбинированный указатель (4) скорости КУС-730/1100К;

— прямопоказывающий прибор (5) дальности и азимута ППДА-Ш1 из комплекта РСБН-2С,

— комбинированный пилотажный прибор (6) КПП-МС из комплекта РСБН-2С;

— индикатор путевой скорости (7) из комплекта ДИСС-013;

— счетчик координат местоположения самолета (8) устройства АНУ-1К, являющегося составной частью системы ДИСС-013-134;

— задатчик ветра (9) ЗВ-1К устройства АНУ-1К;

— задатчик угла карты (10) ЗУК-1К устройства АНУ-1К,

— зеленая лампочка (11) сигнализации связи автопилота АП-6ЕМ-ЗП с устройством АНУ-1К;

— индикатор дальности (12) ИДР-1 из комплекта СД-67;

— указатель температуры (14) наружного воздуха ТНВ-1 из комплекта ТНВ-15;

— указатель курса (13) УШК из комплекта курсовой системы КС-8;

— авиационные часы (16) типа АЧС-1МК;
— вариометр (15) ВАР-ЗОМК.

1.6. ВЕРХНИЙ ПРИБОРНЫЙ ЩИТОК ПИЛОТОВ

На приборном щитке пилотов (рис. 5) установлены:
— указатель (8) положения стабилизатора УПС-1;
— переключатель (7) режимов работы закрылков с красной сигнальной лампой (9) синхронизации закрылков;

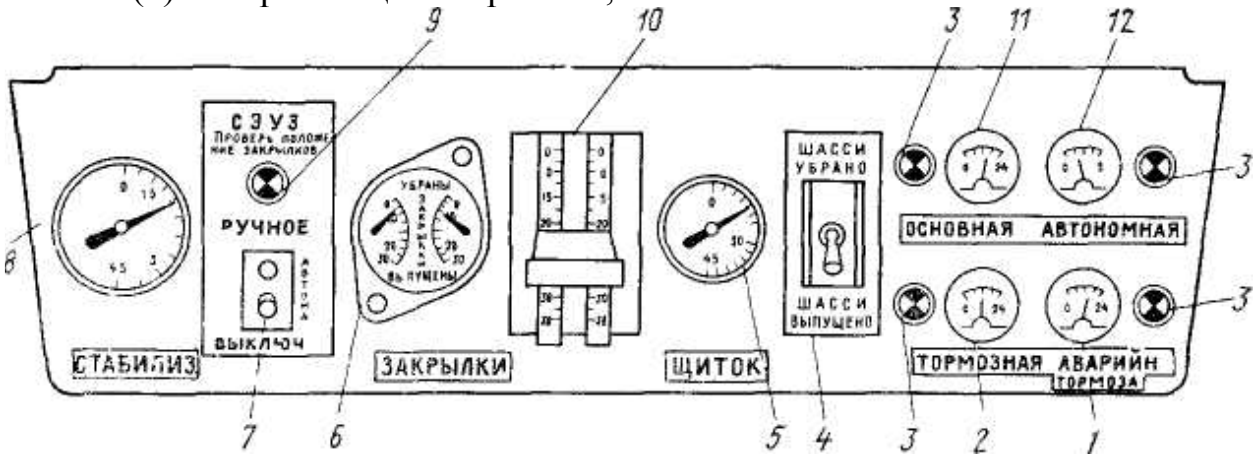


Рис. 5 Верхний приборный щиток пилотов:
1—указатель УИ1-240 манометра аварийной тормозной гидросистемы из комплекта ДИМ 24ОК; 2—указатель УИ1 240 манометра тормозной гидрогистемы из комплекта ДИМ 240К; 3—четыре красные лампы сигнализации падения давления в гидросистемах, 4—переключатель управления шасси, 5—указатель положения щитка УЗП 47; 6—индикатор положения закрылков ИП 32 07; 7—переключатель режимов работы закрылков, 8—указатель положения стабилизатора УПС-1; 9— красная лампа синхронизации закрылков, 10—механизм концевых выключателей управления закрылками, 11—указатель УИ1-240 манометра основной гидросистемы из комплекта ДИМ 240К; 12—указатель УИ1 150 манометра автономной гидросистемы из комплекта ДИМ-150К

— индикатор положения закрылков (6) ИП-32-07 из комплекте УП-32-07;
— механизм концевых выключателей (10) управления закрылками МКВ-43А из комплекта СЭУЗ-1 II серии;
— указатель (5) положения щитка УЗП-47;
— переключатель (4) управления шасси;
— четыре красные лампы (3) сигнализации падения давления в гидросистемах;
— указатель (2) УИ1-240 манометра тормозной гидросистемы из комплекта ДИМ-240;
— указатель (1) УИ1-240 манометра аварийной линии тормозной гидросистемы из комплекта ДИМ-240;
— указатель (12) УИ1-150 манометра автономной гидросистемы из комплекта ДИМ-150;
— указатель (11) УИ1-240 манометра основной гидросистемы из комплекта ДИМ-240.

1.7. ЩИТОК ПРИБОРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

На щитке приборов силовой установки установлены (рис. 6):

— три измерителя (2, 3, 4) ТЦТ-1 температуры воздухозаборника по одному на каждый двигатель, противообледенители крыла и киля из комплекта ТЦТ-13;

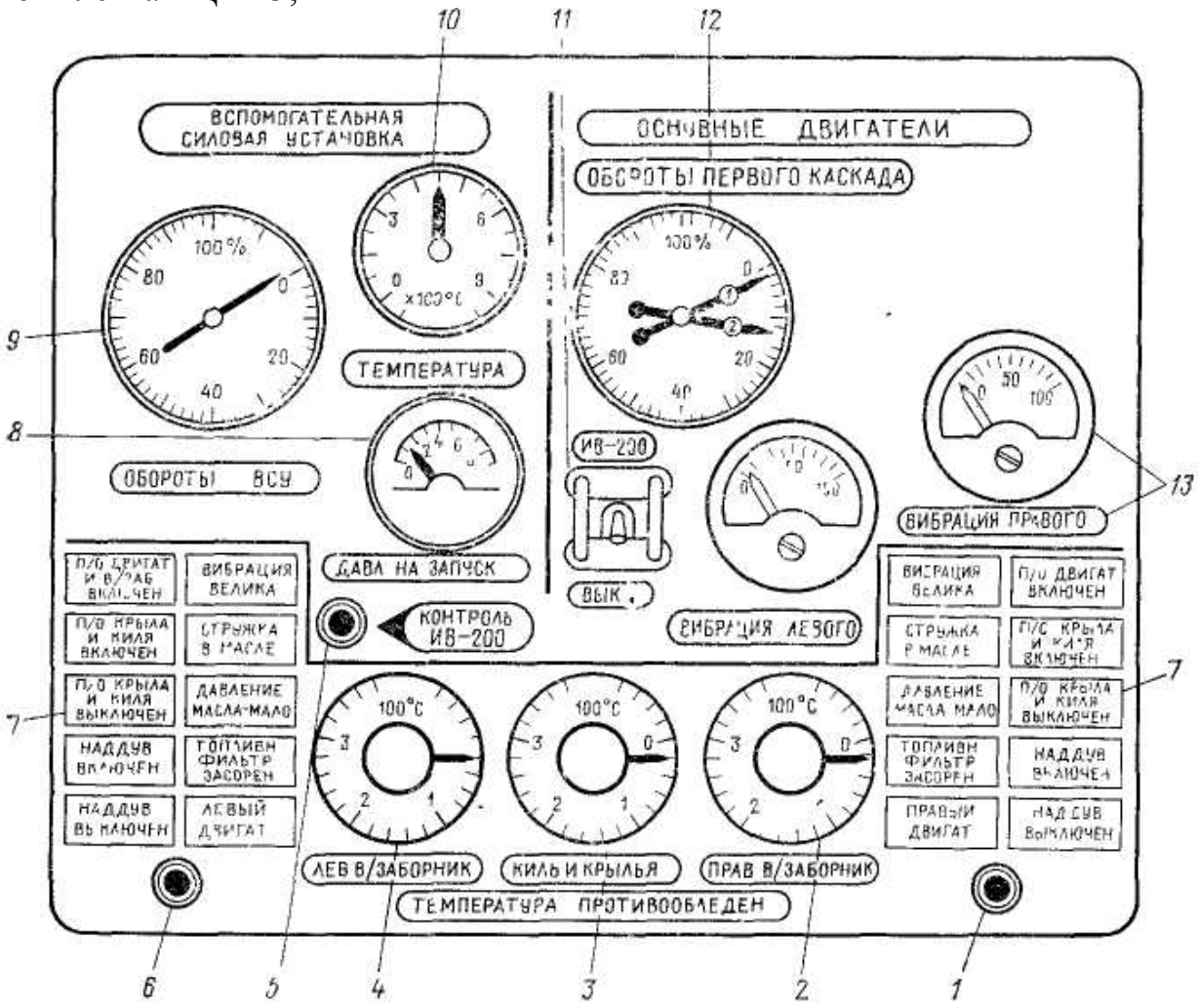


Рис. 6 Щиток приборов силовой установки:

1, 6—кнопки проверки сигнальных табло; 2, 3, 4—измерители ТЦТ-1 температуры воздухозаборника по одному на двигатель, противообледенители крыла и киля, 5—кнопка 5К Для контроля виброаппаратуры, 7—два сигнальных табло Т-10У2 сигнализации неисправности двигателей; 8—указатель УИ1-8 воздушного манометра из комплекта ДИМ-8Т; 9—измеритель ИТА-6М тахометрической аппаратуры; 10—измеритель температуры выходящих газов ТСТ-2 из комплекта ТСТ-20; И—выключатель виброаппаратуры; 12—измеритель тахометра первого каскада двигателей ИТЭ-2Т; 13—два указателя вибрации двигателей ИВ-200 из комплекта ИВ-200Е

— два сигнальных табло (7) Т-10У2 сигнализации неисправностей двигателя, обледенения крыла и киля с кнопками проверки (1И 6);

— указатель тахометра (12) ИТЭ-2Т первого каскада двигателей;

— два указателя (13) вибрации двигателей ИВ-200 из комплекта ИВ-200Е;

— выключатель В-200К (11) для включения ПВ-200Е;

— кнопка 5К (5) для контроля виброаппаратуры ИВ-200Е. Приборы вспомогательной силовой установки ВСУ:

— измеритель (9) ИТА-6М тахометрической аппаратуры из комплекта ТСА-6М;

— измеритель (10) ТСТ-2 температуры выходящих газов из комплекта ТСТ-29;
— указатель (8) воздушного манометра ДИМ-8Т.

ГЛАВА 2

ЭКСПЛУАТАЦИЯ НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНЫХ ПРИБОРОВ

2.1. СИСТЕМА ПИТАНИЯ БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

Система питания барометрических приборов обеспечивает подачу статического и полного давлений воздуха к мембранно-анероидным датчикам и приборам.

Система состоит из пяти отдельных магистралей (рис. 7):

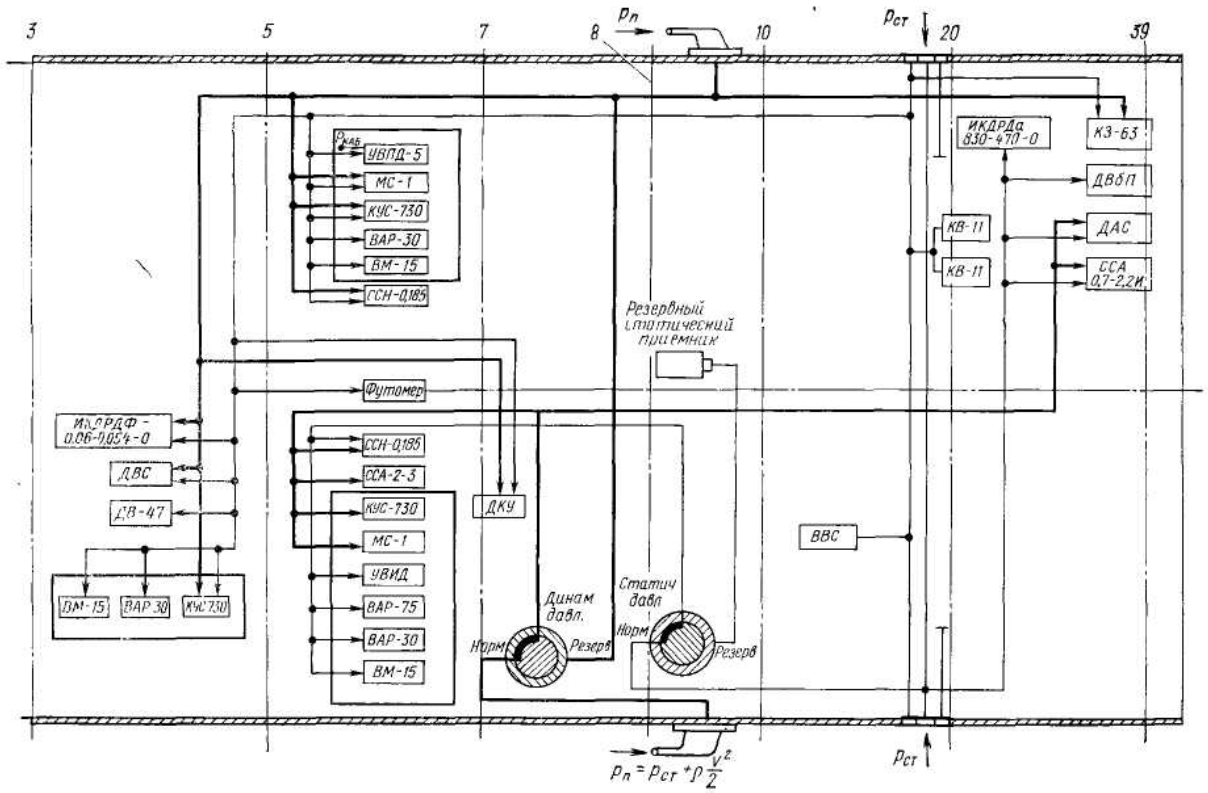


Рис. 7. Система питания барометрических приборов

— двух магистралей полного давления;
— двух основных магистралей статического давления;
— одной резервной магистрали статического давления.

Два приемника полного давления ППД-1М установлены симметрично на наружной стороне обшивки кабины по одному на левом и правом бортах в носовой части фюзеляжа. Основной частью приемника является приемная камера, в которой создается давление полного напора, представляющего

собой сумму динамического и статического давлений. Из камеры давление по трубке передается во внутреннюю полость приемника и в магистраль полного давления, питающую приборы. Для уменьшения аэродинамической погрешности восприятия давления ось камеры расположена параллельно продольной оси самолета. В нижней стенке корпуса приемника имеется дренажное отверстие для стока влаги, попадающей вместе с воздухом из окружающей атмосферы.

Для предотвращения обледенения приемника ППД-1М внутри его корпуса расположен электрический обогреватель, представляющий никелевую проволоку, охватывающую весь тракт трубопровода приемника. Электропитание осуществляется постоянным током напряжением +27 В через АЗС-2 левой панели, АЗС с трафаретом «Обогрев ППД I пилота», «Обогрев ППД II пилота и штурмана». Ток, потребляемый обогревателем, находится в пределах 8—10 А. Величина тока зависит от интенсивности охлаждения приемника, так как электрическое сопротивление никелевой проволоки изменяется в зависимости от температуры наружного воздуха При понижении температуры сопротивление проволоки уменьшается, что вызывает увеличение потребляемого тока.

Время работы приемника с включенным обогревом на земле не более 20 мин. Для контроля за исправностью цепей обогрева на верхнем электрощитке пилотов установлены две кнопки и две лампы белого цвета. Контроль осуществляется нажатием па кнопки, исправность цепей сигнализируется загоранием ламп.

Приемник ППД-1М, установленный по левому борту, питает барометрические приборы: КУС-730/1100К и МС-1К, размещенные на приборной доске первого пилота, сигнализаторы скоростного напора ССН-0,185 и ССА-2-3, самописец МСРП-12-96.

Приемник ППД-1М, установленный по правому борту, питает барометрические приборы: КУС-730/1100К и МС-1К, размещенные на приборной доске второго пилота, КУС-730/1100К штурмана, датчик воздушной скорости ДВС из комплекта ДИСС-013-134, сигнализатор скоростного напора ССН-0,185, датчик критических углов ДКУ-6МР из комплекта АУАСП-15КР, самописец КЗ-63, реле давления ИКДРДФ-0,06-0,054-0, которое выдает напряжение +27 В для включения лампы сигнализации «Выпусти шасси» в табло пилотажно-посадочного сигнализатора ППС-2МК при скорости Vпр=340 км/ч.

При отказе приемника полного давления, установленного по левому борту, приборы первого пилота могут быть подсоединены к правому приемнику ППД-1М краном кольцевания, имеющим два входа и один выход. Кран установлен на левом борту в кабине пилотов и имеет трафарет «Динамическое давление». «Нормальное-резервное». Исходное положение «Нормальное», при этом каждый приемник ППД-1М питает свою группу датчиков и приборов. При отказе левого приемника ППД-1М кран кольцевания следует повернуть по часовой стрелке в положение «Резервное»,

тогда питание приборов первого пилота будет осуществляться от правого ППД-1М.

При отказе ППД-1М, установленного по правому борту, краном кольцевания воспользоваться невозможно, приборы и датчики второго пилота и штурмана работать не будут: в этом случае пилотировать следует по приборам первого пилота.

Приемники статического давления вынесены на специальные плиты толщиной 6 мм и установлены симметрично на обшивке фюзеляжа (шп. № 19—20). Плиты обеспечивают стабильность аэродинамических поправок.
Два приемника статического давления, расположенные по одному борту, объединены попарно с двумя такими же приемниками, статического давления, расположенными по другому борту, в одну линию и образуют две раздельные магистрали статического давления.

Симметричное расположение приемников и объединение их по парно в одну магистраль обеспечивает достоверные показания барометрических приборов при закупорке статических отверстий одного из бортов, а также выравнивание статического давления, которое может быть различным для левого и правого борта при полете самолета с боковым ветром. Приемники представляют собой фланцевые штуцеры. Для предохранения от замерзания приемники заключены в короба, в которые подается теплый воздух от системы обогрева кабины.

Объединенная магистраль статического давления, которой соответствует надпись на внешней стороне обшивки «Первый пилот», питает барометрические приборы КУС-730/1100К, МС-1К, ВМ-15К, УВИД-30-15К, ВАР-ЗОМК, ВАР-75МК, размещенные на приборной доске первого пилота; сигнализатор скоростного напора ССН-0, 185, сигнализатор ССА-2-3; самописец МСРП-12-96; реле давления ИКДРДА-830-470-0, которые выдаст напряжение +27 В для отключения и включения радиовысотомера РВ-5 при достижении высоты полета 4200 м.

В случае необходимости к приборам первой магистрали статическое давление может быть подано от резервного приемника статического давления, установленного в нише переднего колеса шасси на стенке шп. № 8 Переключение статического давления осуществляется краном кольцевания, имеющим два входа и один выход. Кран установлен по левому борту и имеет трафарет: «Статическое давление. Нормальное-резервное» Полетное положение— «Нормальное».

Объединенная магистраль статического давления, которой соответствует надпись на внешней стороне обшивки «Второй пилот» Штурман», питает барометрические приборы: КУС-730/П00К, МС-1К; ВАР-ЗОМК, ВМ-15К, УВПД-5К-0,8, размещенные на приборной доске второго пилота; КУС-730/1100К, ВМ-15К, ВАР-ЗОМК, датчик высоты ДВ-47, размещенные на приборной доске штурмана; футомер на средней приборной доске; сигнализатор скоростного напора ССН-0,185; датчик воздушной скорости ДВС из комплекта ДЙСС-013-134; датчик критических углов ДКУ-6МР из комплекта АУАСП-15КР; два корректора высоты КВ-11 из комплекта

системы БСУ-ЗП; самописец КЗ-63; вычислитель вертикальной скорости ВВС из системы сигнализации опасной скорости сближения с землей ССОС; реле давления ИКДРДФ-0,06-0,054-0.

Перед полетом следует:

1. Снять защитные чехлы и заглушки с приемников полного и статического давлений.
2. Проверить исходные положения и пломбировку кранов динамического и статического давлений в кабине.
3. Проверить исправность цепей обогрева ППД-1М.

Перед взлетом следует включить обогрев ППД-1М не позже за 1 мин при плюсовых и нулевых температурах, а при отрицательных температурах наружного воздуха включить за 3 мин до начала разбега и выключить после посадки и окончания пробега.

2.2. БАРОМЕТРИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

1. Высотомеры ВМ-15К и ВМФ-50

Назначение, устройство и принцип действия

Механические высотомеры ВМ-15К и ВМФ-50 предназначены для измерения барометрической высоты.

Чувствительным элементом высотомеров являются два узла анероидных коробок, ход которых через редуктор передается на мультипликатор (рис. 8).

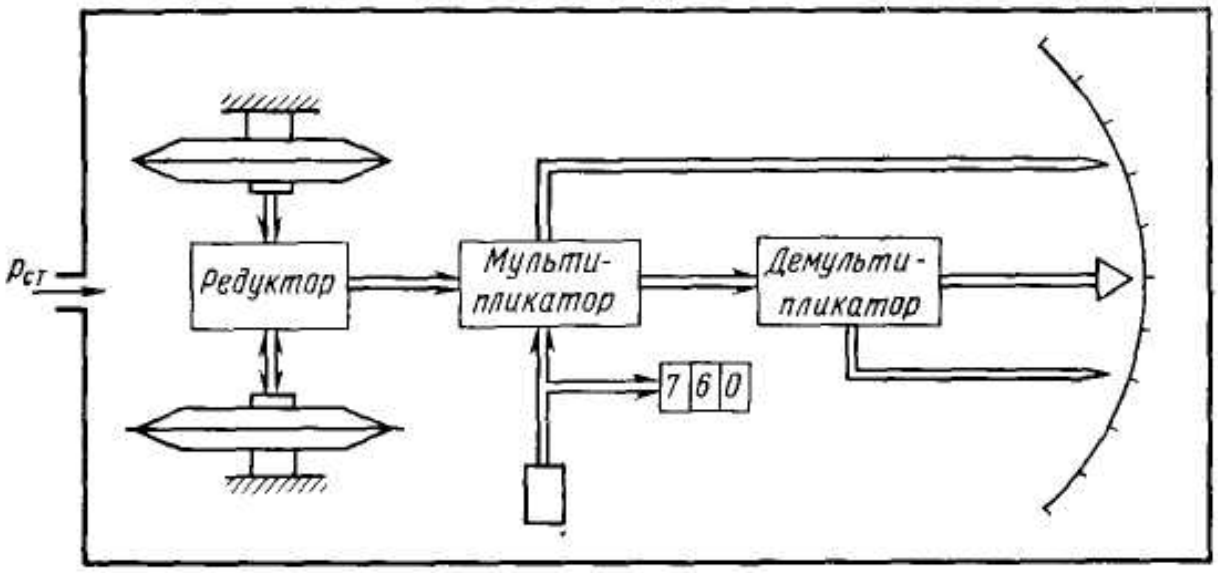


Рис. 8. Функциональная схема высотомера ВМ-15К

Мультипликатор представляем собой зубчатую планетарную передачу, служащую для передачи движения от выходной оси редуктора на большую стрелку, а также для восприятия вращения от кремальеры. Демультипликатор передает вращение на малую стрелку и индекс. В приборе применен красный подсвет от двух ламп СМК-37. Высотомер ВМ-15К измеряет

барометрическую высоту от 0 до 15000 м. Один оборот большой стрелки соответствует 1000 м, цена деления 10 м. Один оборот малой стрелки соответствует 10 000 м. Один оборот индекса соответ-, ствует 100 000 м. Диапазон давления барометрического счетчика от 800 до 600 мм рт. ст. Цена деления 1 мм рт. ст.

Допускаемая погрешность измерения высоты при температуре + 25±10° не превышает следующих величин:

Значение высоты, м	0;	500;	1000;	2000;	4000;	6000;	8000;	10000;	12000; 15000;
Погрешность, м	±15;	±20;	±30;	±40;	±50;	±60;	±70;	±80;	±100; ±120;

Устройство ВМФ-50 аналогично ВМ-15К, за исключением передаточного отношения редуктора, градуировки шкалы и счетчика. Высотомер ВМФ-50 измеряет барометрическую высоту от 0 до 50 000 футов. Один оборот большой стрелки соответствует 1000 ф, цена деления 20 ф. Один оборот большой стрелки соответствует 10 000 ф. Один оборот индекса соответствует 100 000 ф. Диапазон давления барометрического счетчика от 1066 до 800 мб. Цена деления 2 мб.

Значение высоты, ф	0;	2000;	3500;	6500:	12000:	20000;	26000;	33000;	40000; 50000
Погрешность, ф	±50;	±70;	±100;	±130;	±170;	±200;	±230;	±270;	±330; ±400

Перед полетом следует установить стрелки всех высотомеров на «нуль» высоты и сличить показания давления на шкалах приборов с давлением на аэродроме, полученным с метеостанции. Расхождение показаний допускается: для ВМ-15К не более ±2 мм рт. ст.; для ВМФ — ±3 миллибара.

2. Высотомер УВИД-ЗЮ-15К

Назначение

Электромеханический высотомер УВИД-30-15К предназначен для измерения и индикации относительной барометрической высоты полета, а также выдачи информации о высоте полета в самолетный ответчик СОМ-64. Высотомер УВИД-30-15 обеспечивает более точную по сравнению с механическими высотомерами типа ВД измерение относительной высоты полета за счет разгрузки чувствительного элемента с помощью следящих систем. Повышение точности измерения барометрической высоты особенно важно для «уплотнения» эшелонов одновременно летящих по одной трассе самолетов.

Комплект и размещение

УВИД-30-15К — указатель высоты, установлен на левой приборной доске пилотов
БУ — блок усиления **и** питания, установлен на этажерке в кабине штурмана, правый борт.

Технические данные

Электропитание:

по постоянному току..... от бортсети напряжением + 27 В через АЗС-2 на левой панели АЗС

по переменному току..... от бортсети напряжением 11**5** В частотой 400 Гц через предохранитель СП-2А в РК -115 В

Потребная мощность:

по постоянному току..... не более 10 Вт

по переменному току..... 25 В

Допускаемая погрешность измерения высоты при температуре ±25 ±10° не превышает следующих величин:

Н, км	0;	500;	1000;	5000;	8000;	10000;	15000
ΔН, м	±10;	±10;	±15;	±30	±40;	±50;	±70

Допустимая погрешность передачи значения высоты от УВИД-30-15 в СОМ-64..... не более 40 м

Скорость отработки высоты ..... не менее 500 м/с

Устойчивая работа в диапазоне рабочих температур…… от —60° до +60°С, а также в условиях допустимых для самолёта перегрузок

Принцип действия

Статическое давление поступает в герметичный корпус высотомера и воспринимается блоком анероидных коробок. Ход коробок через биметаллическую скобу БМ, служащую для компенсации инструментальных температурных погрешностей, передается на якорь индукционного датчика ИД (рис. 9).

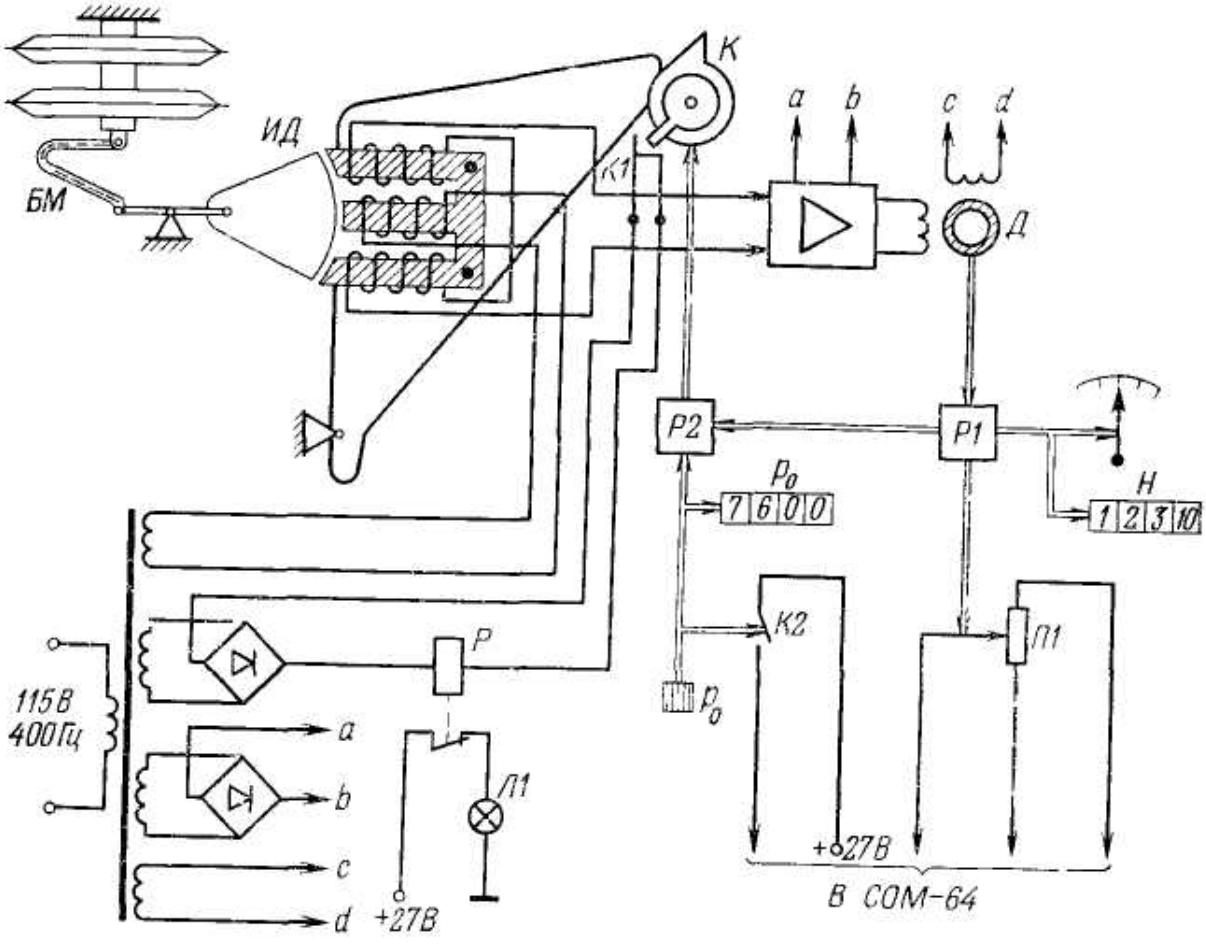


Рис. 9. Функциональная схема высотомера УВИД-30-15К

Сигнал от ИД через усилитель подается на двигатель, который через редуктор Р1 отрабатывает стрелку, барабанчики счетчика высоты, щетку потенциометра Ш и одновременно через редуктор Р2 и кулачковый механизм К статор ИД вслед за ротором до согласования. Шкала высоты отградуирована от 0 до 1000 м, цена деления 10 м. Счетчик высоты имеет четыре барабанчика, отсчет производится в окнах слева направо: десятки, единицы километров, сотни и десятки метров.

Ввод фактического давления у земли производится кремальерой p_0, движение от которой передается на счетчик p_0 *и* через редуктор Р2 на кулачок К. Статор ИД смещается относительно якоря и сигнал рассогласования через усилитель подается на двигатель, который корректирует показания стрелки и счетчика высоты, и через редуктор Р2 и кулачковый механизм К восстанавливает согласование ИД. Следовательно, ввод фактического давления у земли является начальным условием для последующего измерения относительной барометрической высоты. Значение введенного давления указывается счетчиком ро в пределах от 806 до 590 мм рт. ст. с точностью до 0,1 мм рт. ст. Диапазон давления соответствует начальным высотам от —1500 м до +2050 м.

В самолетный ответчик СОМ-64 сигнал высоты выдается в виде относительного сопротивления потенциометра П1. При этом в ответчик подается значение относительной высоты для выработки и передачи на землю информационного кода для использования отечественной системой управления воздушным движением или абсолютной высоты для выработки кода для зарубежных систем. При вводе p_o=76О мм рт. ст. для выдачи сигнала в СОМ-64, пропорционального абсолютной высоте, замыкаются контакты К2, выдавая + 27 В на переключение режима СОМ-64.

На лицевой части прибора установлена сигнальная лампа Л1, которая включается нормально открытыми контактами реле Р в следующих случаях:

— при отсутствии напряжения переменного тока 115 В, 400 Гц, когда реле Р обесточено;

— в начале и в конце диапазона измеряемой высоты, когда реле Р обесточивается контактами К1;

— в начале и в конце диапазона ввода фактического значения давления у земли, когда реле Р также обесточивается контактами К1.

Примечание. Запрещается вращать кремальеру ро, а также пользоваться показаниями высотомера при горящей красной лампочке или выключенном питании.

Перед полетом следует:

1. Включить АЗС-2 «УВИД» на левой панели АЗС. На высотомере загорается красная лампочка.
2. Включить выключатель «УВИД» на верхнем электрощитке пилотов. Красная лампочка гаснет, стрелка и барабанчики счетчика отрабатываются на определенное значение высоты.

3. Установить давление уровня ВПП. Стрелка и барабанчики счетчика должны показать высоту 0 м с допуском ±10 м.

3. Указатель скорости КУС-730/1100К

Комбинированный указатель скорости КУС-730/1100 предназначен для измерения приборной и истинной воздушной скорости. Его принцип действия основан на измерении динамического напора

$$p_{дин}=\frac{\varrho V^2}{2},\ \text{откуда}\ V_{пр}=\sqrt{\frac{2p_{дин}}{\varrho}}.$$

Чувствительным элементом указателя приборной скорости является манометрическая коробка, в которую подается через штуцер Д полное давление $p_п$- В герметичный корпус прибора подается статическое давление рст - Ход коробки под действием разности полного и статического давлений через передаточный механизм передается на широкую стрелку, которая показывает приборную скорость по шкале от 50 до 750 км/ч, цена деления 10 км/ч.

Для измерения истинной воздушной скорости необходимо учитывать фактическую плотность и температуру на данной высоте полета, так как

$$V_{ист}=K\sqrt{\frac{p_{дин}}{p_{ст}}T_H}.$$

Динамическое давление воспринимается той же самой манометрической коробкой. Для ввода поправки на плотность воздуха установлена анероидная коробка, которая при изменении высоты полета изменяет передаточное отношение механизма, передающего движение от манометрической коробки к узкой стрелке, показывающей истинную воздушную скорость по шкале от 400 до 1100 км/ч, цена деления 10 км/ч.

4. Измеритель числа М типа МС-1

Числом М называется отношение истинной воздушной скорости самолета к скорости звука: $M=\frac{V_{ист}}{a}$. Скорость звука а в воздухе зависит от температуры и определяется по формуле $a=20\sqrt{T_H}$.

При стандартной атмосфере скорость звука при давлении 760 мм рт. ст. составляет 1224 км/ч. Известно, что

$$V_{\text{ист}} = \sqrt{\frac{p_{\text{дин}}}{p_{\text{ст}}} T_H}.$$

Тогда

$$M = \frac{V_{\text{ист}}}{a} = \frac{\sqrt{\frac{p_{\text{дин}}}{p_{\text{ст}}} T_H}}{20\sqrt{T_H}} = K\sqrt{\frac{p_{\text{дин}}}{p_{\text{ст}}}},$$

т. е. число М пропорционально отношению динамического давления к статическому.

При скоростях полета, соответствующих М ≥ 0,5, аэродинамические характеристики самолета начинают зависеть не от скоростного напора $\frac{\rho V^2}{2}$, а от числа М.

Начиная с Мкр в характере обтекания крыла происходят качественные изменения в результате достижения на отдельных частях крыла местных звуковых и сверхзвуковых скоростей обтекания. Воздух начинает сжиматься, давление и температура резко возрастают. Неустойчивый, сжатый воздух может «сорваться», а затем процесс повторяется. Это характеризует явление, называемое волновым кризисом. Волновой кризис резко ухудшает устойчивость и управляемость самолета. На разных высотах полета волновой кризис наступает при различных скоростях, но при определенном для данного типа самолета числе М. Следовательно, при пилотировании необходимо учитывать не только приборную скорость самолета ($V_{\text{пр}}$, но и число М. Поэтому рядом с указателем КУС-730/1100К установлен измеритель числа М (МС-1К), измеряющий текущее значение числа М в полете аэродинамическим методом, при этом реализуется зависимость

$$M = K\sqrt{\frac{p_{\text{дин}}}{p_{\text{ст}}}}.$$

В герметичную полость измерителя подводится статическое давление, которое замеряется анероидом: полное давление $P_{\text{п}}$ = Рст + Рдин подается от приемника ППД-1М во внутреннюю полость манометрической коробки, работающей как дифференциальный манометр. Манометрическая коробка замеряет скоростной напор как разность между полным и статическим давлениями. Подвижные центры манометрической и анероидной коробок связаны с осями передаточного механизма, с помощью которого определяется отношение динамического давления к статическому, т. е. число М. Шкала измерителя отградуирована от 0,5 до 1,0 с ценой деления 0,01, погрешность измерителя ±0,02. Максимально допустимое число М=0,82 обозначено на приборах красной риской. Измеритель МС-1, расположенный на приборной доске левого пилота, имеет контактное устройство, которое

при достижении максимально допустимого числа М подает + 27 В на включение лампы «М велико» на табло Т-10У2 первого пилота.

5. Сигнализатор скоростного напора ССН-0,185

Сигнализатор ССН-0,185 служит для включения сигнализации при превышении самолетом максимально допустимого значения скоростного напора $\frac{\rho V^2}{2}$. Сигнализатор представляет собой манометрическую коробку, замеряющую разность между полным и статическим давлениями. Манометрическая коробка управляет контактным устройством, которое подает напряжение +27 В на включение лампы на табло Т-8У2 на средней приборной доске пилотов «Скорость велика» при достижении скоростного напора 1850 мм вод. ст., что соответствует Vпр ≥ 605 км/ч. Два сигнализатора ССН-0,185 установлены на пультах ножного управления обоих пилотов, их контактные устройства включены параллельно с контактным Устройством МС-1 правого пилота.

Для электропитания цепей сигнализации используется постоянный ток напряжением +27 В от бортсети через АЗС-5 «Сигнализация» на правой панели АЗС.

При загорании табло «Скорость велика» и «М велико» продольный канал автопилота системы БСУ-ЗП отключается, звучит сирена.

2.3. РЕКОМЕНДАЦИИ ЛЕТНОМУ СОСТАВУ ПО ВЫЯВЛЕНИЮ НЕИСПРАВНОСТЕЙ МЕМБРАННО-АНЕРОИДНЫХ ПРИБОРОВ ПРИ ОТКАЗАХ В СИСТЕМАХ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИИ

В практике отказ пилотажных мембранно-анероидных приборов может наступить одновременно не более чем по одной магистрали измерения вследствие высокой эксплуатационной надежности системы подачи полного и статического давлений.

В полете необходимо систематически сравнивать между собой показания приборов; при обнаружении расхождений в показаниях определить отказавший прибор или группу приборов и перейти к пилотированию самолета по показаниям исправных приборов. При этом воспользоваться кранами «Динамическое давление» и «Статическое давление», расположенными на левом борту в кабине пилотов, подключив отказавшие приборы к исправным приемникам полного или статического давлений. При расхождении показаний мембранно-анероидных приборов характер неисправности может быть выявлен по следующим признакам:

1. При закупорке одной магистрали полного давления нарушается работа одновременно указателя скорости КУС-730/1100 и указателя числа М—МС-1, включенных в эту магистраль. При этом работа высотомеров и вариометров не нарушается, их показания соответствуют фактическому

режиму полета. Дефекты резко проявляются при наборе или снижении высоты. *При наборе* высоты показания приборов *увеличиваются* и могут дойти до максимального значения шкалы. При снижении показания *уменьшаются* и могут достигнуть нуля.

В горизонтальном полете на постоянном режиме двигателя дефект проявляется очень *медленно.* Показание приборов могут постепенно возрастать при частичной разгерметизации трубопровода за счет проникновения в динамическую проводку кабинного давления при полной закупорке приемников.

При изменении режима работы двигателя показания приборов, включенных в отказавшую магистраль, остаются неизменными.

2. При полной разгерметизации одной магистрали полного давления (отсоединение или разрушение трубопровода) происходит скачкообразное изменение показаний (увеличение) указателя скорости и числа М, включенных в эту магистраль. В условиях захода на посадку, при малых перепадах давления между кабиной и атмосферой, этот дефект может привести к дезинформации экипажа о фактической приборной скорости полета.

Частичная потеря герметичности одной магистрали полного давления на больших высота к полета (более 2—3 км) может привести к небольшим завышениям показаний указателя скорости и числа М.

На малых высотах полета искажение показаний приборов при этом не наблюдается.

3. При закупорке одной магистрали статического давления нарушается работа указателя скорости и числа М, высотомеров и вариометров, включенных в эту магистраль.

Дефекты проявляются в режимах набора или снижения. Показания высотомеров не изменяются, высота фиксируется к моменту отказа магистрали статического давления, стрелка вариометров через время запаздывания 1—1,5 с устанавливается на нуль. *При наборе высоты* показания указателя скорости *уменьшаются, при снижении— увеличиваются.* В горизонтальном полете дефект отказа проявляется очень медленно.

4. Разгерметизация одной магистрали статического давления приводит к скачкообразному изменению (занижению) показаний всех манометрических приборов, включенных в эту магистраль, затем стрелка вариометров устанавливается на нуль. Частичная разгерметизация магистрали статического давления на больших высотах полета приводит к небольшому занижению показаний; на малых высотах искажений показаний приборов не наблюдается.

Система сигнализации опасной скорости сближения с землей ССОС

Назначение

Система ССОС предназначена для предупреждения экипажа об опасной скорости сближения с землей. При опасной скорости прерывисто звучит сирена, мигает табло «Опасно земля» на приборных досках пилотов и выдается сигнал в МСРП-12—96.

Комплект

1 Вычислитель вертикальной скорости ВВС ….. 1 шт.
2. Вычислитель логической ВЛ ..... 1 шт.
3. Монтажная рака ..... 1 шт.

В комплекте с ССОС работает блок датчика линейных ускорений БДЛУ1-3 и щиток контроля, расположенный в кабине пилотов по левому борту.

Технические данные

1. Питание……. от сети постоянного тока напряжением 27 В; сети переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц; сети переменного тока напряжением 36 В 400 Гц

2 Время готовности системы ССОС к работе после включения питания..... 3 мин

3. Система ССОС формирует сигналы предупреждения при следующих опасных ситуациях полета:
а) при Взлете после уборки шасси на высотах от 50 до 250 м, если самолет начинает снижаться с вертикальной барометрической скоростью более 1,6 м/с,
б) при снижении самолета в диапазоне истинных высот от 600 до 50 м, если вертикальная барометрическая скорость снижения превышает значения, указанные на рис. 10,а;
в) при снижении самолета с убранными шасси на **высотах** ниже 250 м;
г) в полете над холмистой (горной) местностью в диапазоне истинных высот от 400 до 50 м, если вертикальная скорость сближения с землей по радиовысотомеру превышает значения, указанные на рис. 10 б.

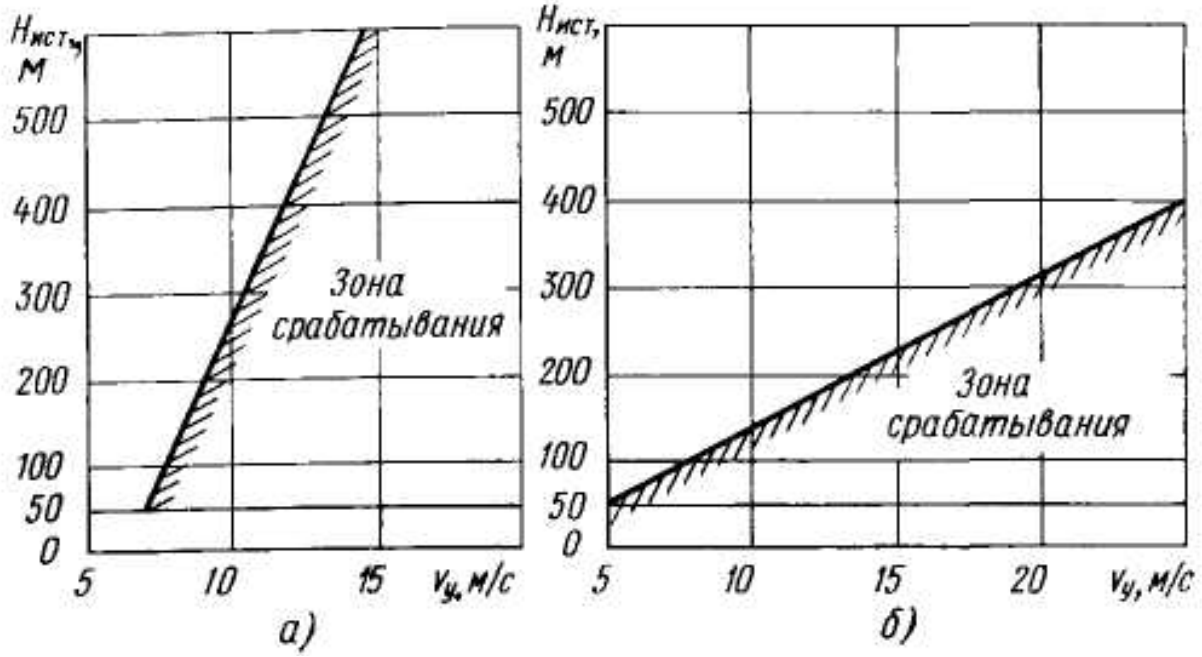


Рис. 10. Зоны включения системы сигнализации ССОС:
а—для снижения самолета; δ—для полета над холмистой (горной) местностью

Принцип действия

Статическое давление $p_{от}$ подастся на блок вычислителя вертикальной скорости ВВС, где формируется сигнал вертикальной барометрической скорости $V_{Vб}$. Сигнал $V_{уб}$ подается на фильтр Ф1 (рис. 11). На этот же фильтр подается сигнал вертикальной перегрузки n_y от датчика линейных ускорений БДЛУ1-3. Передаточная функция фильтра Ф1 выбрана из условия компенсации постоянных и медленно меняющихся ошибок, содержащихся в сигнале перегрузки n_y, и компенсации ошибок в сигнале вертикальной барометрической скорости $V_{y\ б}$, вносимых приемником статического давления. В итоге в фильтре Ф1 вырабатывается сигнал вертикальной бароинерциальной скорости $V_{y\ би}$, который подается на сигнализаторы напряжения С1 и С2, выполняющие роль пороговых элементов.

Если самолет при взлете после уборки шасси на высотах от 50 до 250 м начинает снижаться с бароинерциальной скоростью Vy би ≥ 1,6 м/с, то срабатывает сигнализатор С1 и выдает сигнал на логическое устройство. Этот сигнал после логической обработки вызывает срабатывание тревожного сигнализатора, который выдает сигнал в МСРП-12-96 и на цепь задержки. Если сигнал опасной скорости не снимается, то выдается сигнал с цепи задержки на сирену, табло «Опасно земля» и в МСРП-12-96.

Если самолет при снижении в диапазоне истинных высот от 600 до 50 м достигнет вертикальной скорости, превышающей допустимые значения, указанные на рис. 10,а, то срабатывает сигнализатор С2 и выдается сигнализация об опасной скорости сближения с землей так же, как и в предыдущем случае.

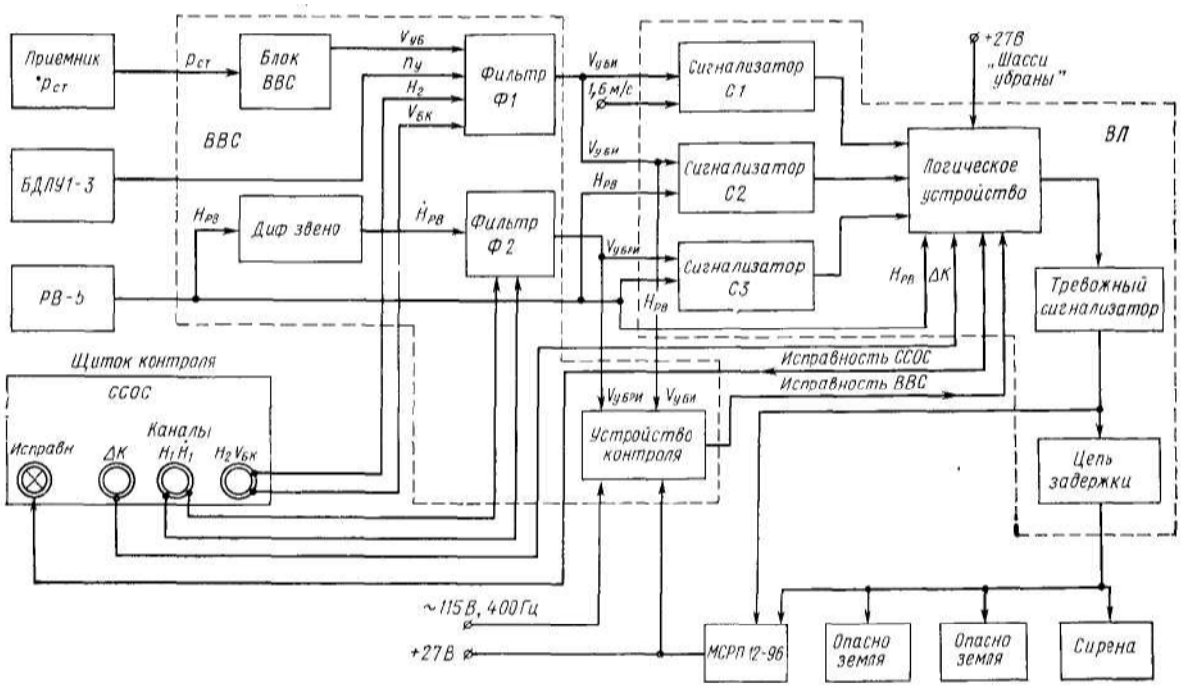


Рис. 11. Функциональная схема системы сигнализации опасной скорости сближения с землей (ССОС)

При снижении самолета с убранными шасси на высотах ниже 250 м логическое устройство включает сигнализацию при любой скорости снижения.

Сигнал от радиовысотомера $H_{рв}$ используется не только в качестве информации об истинной высоте полета, но и для получения путем его дифференцирования сигнала скорости изменения истинной высоты $H_{РВ}$, который подается на фильтр Ф2. Для уменьшения уровня помех в сигнале $H_{рв}$, обусловленных наличием таких составляющих рельефа, как технические постройки, леса, овраги, т. д., на фильтр Ф2 подается сигнал вертикальной бароинерциальной скорости $V_{v\ би}$ - В итоге в фильтре Ф2 формируется сигнал вертикальной барорадиоинерциальной скорости $V_{У\ бри}$ который подается на сигнализатор СЗ.

Следует иметь ввиду, что сигнал $У_{у\ бри}$ появляется как при снижении самолета, так и в горизонтальном полете из-за изменения рельефа местности. Если в полете над холмистой (горной) местностью в диапазоне истинных высот от 400 до 50 м вертикальная скорость сближения с землей превысит значения, указанные на рис. 10,б, то сигнализатор СЗ срабатывает и происходит включение предупреждающей сигнализации.

Система ССОС имеет встроенный контроль. Устройство контроля контролирует исправность цепей питания, исправность ВВС по сигналам $V_{у\ би}$ и $У_{у\ бри}$ и через логическое устройство выдает сигнал на лампочку «Исправн.» которая расположена на щитке контроля.

Щиток контроля предназначен для проверки работоспособности системы ССОС на земле, имеет кроме лампочки «Исправн.» кнопки «ΔК, «Н1Н1». «H_2Vбк». При нажатии кнопки «Н2Vбк» выдается сигнал опорной частоты H_2 и контрольный сигнал барометрической скорости Vби на фильтр Ф1, что при исправном ВВС по каналу Vу δи приводит к срабатыванию сигнализации. При нажатии кнопки «Н1Н1» на фильтр Ф2 подается сигнал опорной высоты Н1 и контрольный сигнал скорости Н1. Происходит проверка исправности ВВС по каналу $V_{V\ бри}$ и срабатывает сигнализация. При нажатии кнопки ΔК проверяется исправность вычислителя логического ВЛ и также включается сигнализация.

Эксплуатация

Перед полетом следует:

1) убедиться, что АЗС «ССОС», «Сигнализация шасси и интерцепт», АУАСП на левой панели АЗС и «Радиовысотомер ССОС» на правой панели включены. Включить на верхнем электрощитке пилотов выключатели РВ-5 и АУАСП и убедиться, что лампа «Исправн.» на щитке контроля горит;

2) проверить исправность системы ССОС поочередным нажатием кнопок «Каналы ΔК, Н1Н1, H_2 V бк на щитке контроля, при этом каждый раз по истечение не более 20 с после нажатия очередной кнопки должно мигать табло «Опасно земля» и прерывисто звучать сирена.

П р и м е ч а н и е. Одновременное нажатие двух или трех кнопок контроля не допускается.

В полете при срабатывании сигнализации системы ССОС следует:
1) на взлете после отрыва самолета и при наборе высоты до H=250 м немедленно прекратить снижение и перевести самолет в набор высоты;
2) при снижении над равнинной местностью немедленно уменьшить вертикальную скорость снижения до безопасного значения;
3) в горизонтальном полете или при снижении над холмистой (горной) местностью энергично с перегрузкой 1,25—1,7 g перевести самолет в набор высоты, в двигатели — на взлетный режим и выдерживать самолет в режиме набора высоты не менее 20—30 с;
4) при выполнении предпосадочного маневра после выпуска шасси немедленно уменьшить вертикальную скорость снижения и проконтролировать правильность выдерживания заданного профиля снижения.
Примечание. При полете на малых высотах в болтанку, а также при подходе к аэродрому со сложным рельефом поверхности на посадочной прямой возможно кратковременное срабатывание сигнализации ССОС.

2.4. ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

1. Указатель поворота ЭУП-53МК

Назначение

Электрический указатель поворота ЭУП-53 МК является комбинированным прибором, совмещающим в одном корпусе указатель поворота и указатель скольжения, и служит для указания направления и примерной величины угловой скорости разворота самолета по курсу. Используя индикацию указателя поворота ЭУП-53, можно контролировать выполнение правильного координированного разворота самолета.

Технические данные

Питание от сети постоянного тока.....	27В±10%
Потребляемый ток.....	не более 0,13 А
Погрешность прибора при разворотах с кренами 15, 30 и 45° и угловыми скоростями соответственно 1,1, 2,3 и 4 град/с . .	±1,5°

Принцип действия и устройство

Чувствительным элементом в указателе поворота является гироскоп с двумя степенями свободы (рис. 12). В качестве гиромотора использован электродвигатель постоянного тока с независимым возбуждением, имеющим частоту вращения 6000 об/мин.

В прямолинейном полете гироузел удерживается в нейтральном положении с помощью пружин и стрелка указателя находится на нуле.

При развороте самолета по курсу разворачивается корпус указателя поворота вокруг мнимой оси zz гироскопа. Возникает гироскопический

момент, под действием которого гироскоп прецессиру-ет вокруг оси уу до тех пор, пока гироскопический момент не будет уравновешен моментом противодействующих пружин. Поворот гироскопа вокруг оси уу через передаточный механизм передается на стрелку, отклонение которой определяется формулой

$$\alpha = k\omega_p \cos\gamma,$$

где α — угол отклонения стрелки; ω_p — угловая скорость разворота самолета; γ — поперечный крен самолета.

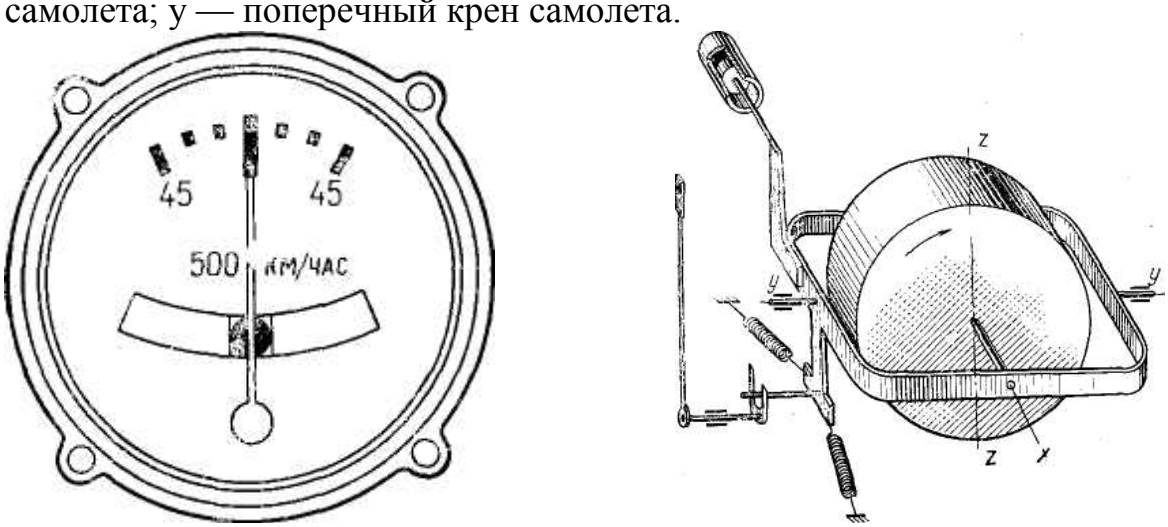


Рис. 12. Указатель поворота ЭУП-53МК

Таким образом, угол отклонения стрелки зависит от угловой скорости разворота самолета и угла поперечного крена, который в свою очередь зависит от линейной скорости полета. Шкалу прибора можно градуировать или в единицах угловой скорости, или в градусах поперечного крена. Для использования указателя поворота как резервного авиагоризонта шкала отградуирована для индикации поперечного крена и прибор с достаточной точностью указывает величину крена самолета при линейной скорости полета 500 км/ч. При увеличении линейной скорости прибор занижает показания, так при Vист = 900 км/ч и крен по указателю в два раза меньше фактического.

Для гашения собственных колебаний рамки карданова подвеса гироскопа относительно оси уу, т. е. стрелки, прибор имеет воздушный демпфер.

2. Выключатель коррекции ВК-53РШ Назначение

Назначение

Выключатель коррекции ВК-53РШ отключает цепи жидкостной коррекции в авиагоризонтах АГД-1, ЦГВ-4, в гироагрегатах ГА-1М, а также следящую систему коррекционного механизма КМ-4 па гироагрегат

курсовой системы КС-8 при разворотах самолета для исключения послевиражной погрешности в показаниях приборов.

На самолете установлено два выключателя коррекции ВК-53РШ в первом техническом отсеке, шп. № 15—16.

ВК-53РШ № 1 работает в комплекте с гироагрегатом ГА-1М запасным, гировертикалью ЦГВ-4 левой.

ВК-53РШ № 2 работает в комплекте с ГА-1М основным, ЦГВ-4 правой, АГД-1, КС-8.

Питание к выключателям коррекции подводится при включении АЗС и выключателей основных гироскопических приборов.

Технические данные

Питание:	
— от источника переменного тока.....	36 В ±10%, 400 Гц ±10%
— от постоянного тока.....	27 В ±10%
Потребляемая мощность:	
— по переменному току.....	не более 26 Вт
— по постоянному току.....	не более 3 Вт
Порог чувствительности (минимальная угловая скорость, при которой выдается сигнал на выключение коррекции)…..	0,1—0,3 град/с
Время задержки выключения коррекции.....	5—15 с
Время готовности прибора к работе после включения питания	3 мин

Принцип действия и устройство

Принцип действия ВК-53РШ основан на измерении угловой скорости самолета относительно курсовой оси двухстепенным гироскопом.

Прибор состоит из гироскопического узла, механизма задержки времени и исполнительных реле.

В качестве гиромотора используется электродвигатель, питающийся от сети переменного тока 36 В, 400 Гц. Частота вращения 21500 об/мин. С рамкой карданова подвеса гироскопа связаны центрирующие пружины и щетка ламельного устройства К1. Ламели укреплены на корпусе прибора (рис. 13).

Механизм задержки времени обеспечивает отключение коррекции при угловой скорости разворота самолета $\omega_р$ = О,1 град/с и времени разворота Т=5... 15 с; при кратковременных колебаниях самолета по курсу коррекция не отключается. Механизм задержки времени состоит из двигателя ДИД-0,5, потенциометра П1 и контактного диска К2.

В прямолинейном полете гироузел удерживается в нейтральном положении центрирующими пружинами, щетка ламельного устройства К1 при этом находится на средней изолированной ламели. При выполнении виража корпус прибора разворачивается относительно мнимой оси zz гироскопа. Возникает гироскопический момент, под действием которого гироскоп прецессирует вокруг оси уу и перемещает щетку на левую или правую ламель в зависимости от направления разворота. Через ламельное

устройство и делитель напряжения на резисторах R\, R2, R3 подастся питание на левую обмотку управления двигателя ДИД-0,5.

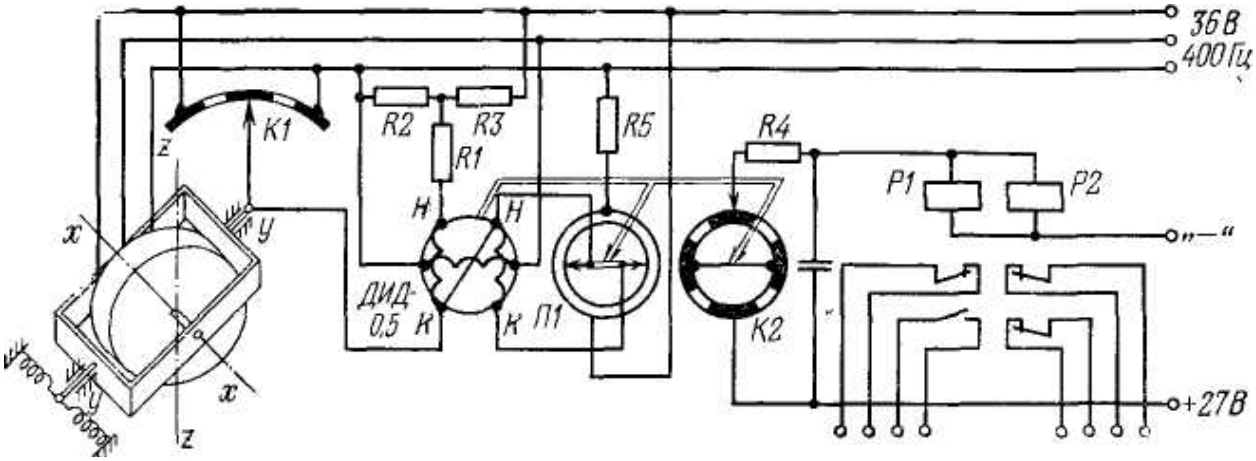


Рис. 13. Схема выключателя коррекции ВК-53РШ

Двигатель через редуктор поворачивает контактный диск К2 и щетки потенциометра обратной связи П1 до тех пор, пока сигнал с потенциометра П1, подаваемый на правую обмотку управления двигателя ДИД-0,5, не скомпенсирует сигнал на левой обмотке. Двигатель ДИД-0,5 останавливается. Через короткозамкнутые ламели контактного диска подается питание на реле Р1 и Р2, которые своими контактами выдают сигнал на отключение коррекции в гироскопических приборах.

По окончании разворота самолета гироскопический момент исчезает и гироузел под действием пружин устанавливается в нейтральное положение, щетка устройства К1 возвращается на среднюю изолированную ламель и левая обмотки управления двигателя ДИД-0,5 обесточивается. Под действием сигнала на правой обмотке управления двигатель ДИД-0,5 вращается в обратную сторону до тех пор, пока сигнал с потенциометра П1 не уменьшится до нуля. Контактный диск изолированными ламелями разрывает цепь питания реле Р1 и Р2, которые своими контактами включают коррекцию в гироскопических приборах.

3. Авиагоризонт АГД-1С

Назначение

Авиагоризонт дистанционный АГД-1С предназначен для индикации местоположения самолета относительно плоскости горизонта.

Комплект и размещение

1. Гиродатчик расположен в первом техническом отсеке по осп самолета, шп. № 15—16.
2. Указатель горизонта расположен на левой приборной доске пилотов. Авиагоризонт АГД-1С работает в комплекте с преобразователем ПТ-200Ц, расположенным в первом техническом отсеке, по правому борту, шп. № 17.

Технические данные

1. Питание:
— постоянным током..... 27 В+10%
— переменным трехфазным током..... 36 В±5%, 400 Гц±2%
2. Готовность комплекта к работе после включения питания (при стояночных углах самолета не более ±4°):
— при температуре от +50 до —30°..... 1 мин
— при температуре от —31 до —60°..... 1,5 мин
3. Рабочие углы, в пределах которых выдаются правильные показания: по крену..... 0±180°
по тангажу..... 0+180°
(за исключением зоны углов 85—95° пикирования и кабрирования)
4. Скорость отработки указателем углов крена и
тангажа..... не менее 360 град/с
5. Погрешность в передаче углов крена и тангажа на указатель горизонта:
— при 0°..... ±1,0°
— при +30°..... ±1,5°
— свыше 30°..... ±2,5°
6. Ошибка в показаниях углов крена после выполнения разворотов на углы до 360° с угловой скоростью
более 0,3 град/с или с углом крена более 12° .... не более ±3°
(возможны, отдельные
выбросы до 5—6°)
7. Послевиражная ошибка..... .не более 3°
8. Чувствительность указателя горизонта к изменению
углов крена и тангажа..... не хуже 0,3°

Принцип действия

Принцип действия авиагоризонта основан на использовании свойства трехстепенного гироскопа сохранять главную ось вращения в заданном вертикальном положении.

В качестве гиромотора использован трехфазный асинхронный двигатель, ротор которого развивает 22000—23000 об/мин. Трехстепенной гироскоп гиродатчика подвешен на подшипниках в следящей раме, которая не допускает «выбивания» гироскопа при любых углах крена и тангажа самолета.

Вертикальное положение главной оси гироскопа контролируется жидкостным маятниковым, переключателем который с отрабатывающими двигателями, укрепленными на измерительных осях гироскопа, образует поперечную и продольную коррекции.

Для повышения точности измерения углов крена производится отключение поперечной коррекции при разворотах самолета по курсу с угловой скоростью 0,1—0,3 град/с по сигналу выключателя коррекции ВК-53РШ. Чувствительность выключателя коррекции уменьшается с увеличением крена, поэтому поперечная коррекция при крене самолета 10±2° дополнительно отключается специальным коммутатором на измерительной оси крена.

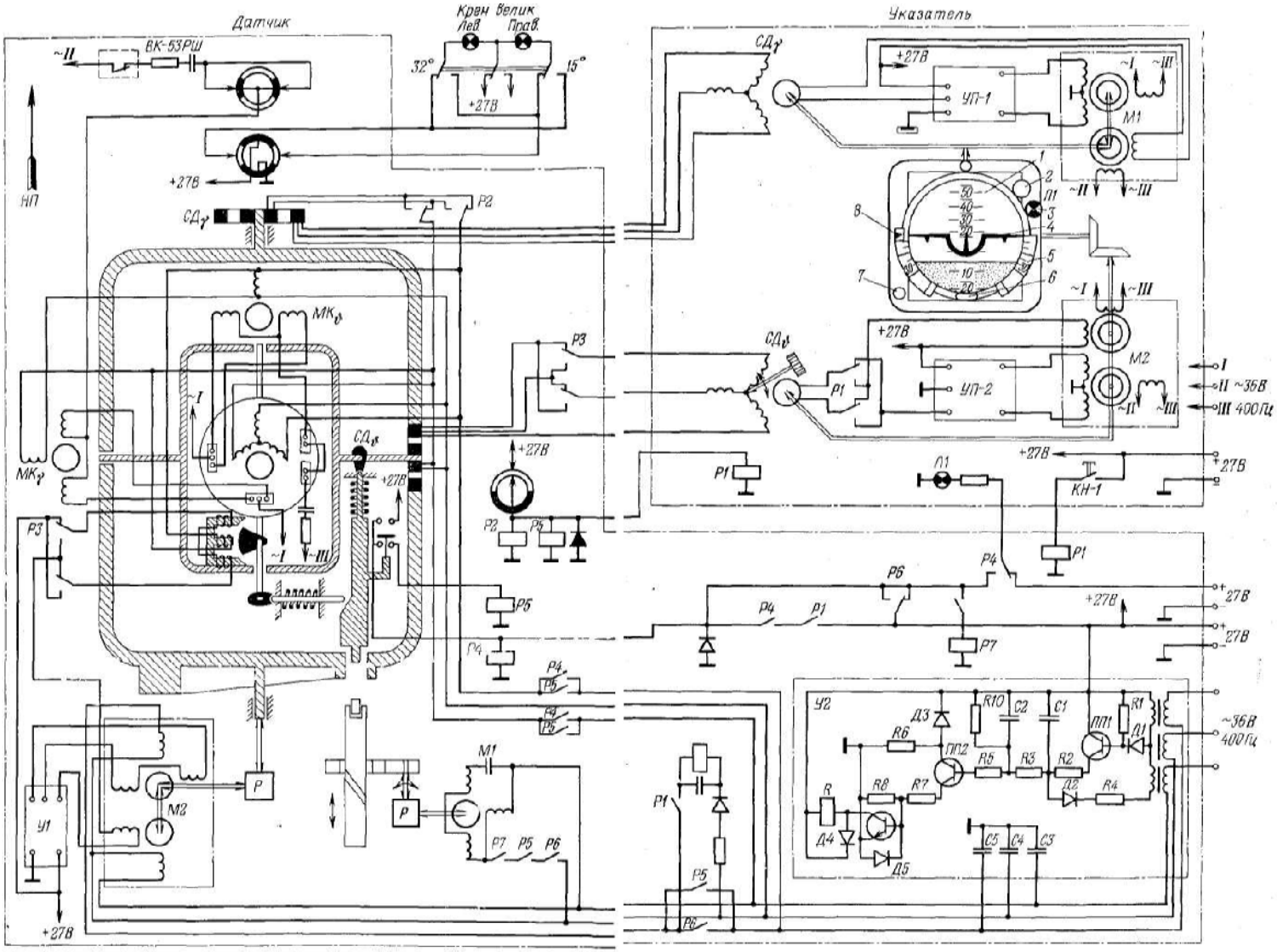


Рис. 14 Функциональная схема авиагоризонта АГД-1С.

При больших линейных ускорениях, действующих по продольной оси самолета при взлете и посадке, отключается продольная коррекция специальным жидкостным отключателем, срабатывающим при ускорении 1,67 м/с^2.

В гиродатчике на измерительных осях крена и тангажа установлены сельсин-датчики. Их роторы стабилизируются гироскопом, а статоры повторяют наклоны самолета. Следовательно, сельсины преобразуют угловые отклонения самолета от плоскости истинного горизонта в электрические сигналы, которые передаются на сельсин — приемники указателя.

Значение крена отсчитывается против крыла силуэта самолета 4 по шкале на корпусе прибора 5 (рис. 14). Углы тангажа отсчитываются по подвижной шкале тангажа 1 против центра силуэта самолета. Шкала тангажа имеет линию горизонта, которая делит шкалу на две части: верхнюю, имеющую голубой или светлый фон (небо), и нижнюю, имеющую коричневый или темный фон (земля).

На лицевой части указателя горизонта расположены также кнопка арретира 2, сигнальная лампочка 3, указатель скольжения 6, рукоятка 7 для учета изменения угла атаки самолета в горизонтальном полете, связанная с индексом угла атаки 8 и со статором сельсин-приемника тангажа.

Для обеспечения минимального времени готовности АГД-1С в гиродатчике предусмотрен электромеханический арретир, который устанавливает оси гироскопа параллельно осям самолета.

Арретир срабатывает автоматически за время 2 ... 5 с в случае подачи питания (включения АЗС или выключателя) и при кратковременном нажатии кнопки указателя «Арретир, только гориз. полете». После арретирования гироскоп прибора продолжает разгоняться, одновременно система жидкостной коррекции приводит его ось к вертикали места.

Через 1 мин после включения питания главная ось гироскопа устанавливается параллельно вертикали земли с требуемой точностью, а его кинематический момент достигает величины, необходимой для нормальной работы прибора.

В гиродатчике имеется схема контроля отказов питания по постоянному току напряжением 27 В и контроля исправности всех трех фаз источника 36 В, 400 Гц, которая включает при отказах сигнальную лампочку на указателе. Лампочка горит также в процессе арретирования.

В целях безопасности полета введена предупреждающая система сигнализации предельных кренов (ССПК), которая обеспечивает выдачу светового сигнала на два табло «Крен велик, лев.» и «Крен велик, прав.», устанавливаемые на приборных досках пилотов, и звукового сигнала (звенит звонок).

Датчиком сигналов предельных кренов является ламельное устройство гиродатчика АГД-1,

Питание ССПК осуществляется от сети постоянного тока напряжением 27 В. Система ССПК включается в работу одновременно с включением в

работу авиагоризонта. Время готовности системы к работе после включения питания определяется готовностью к работе авиагоризонта АГД-1 (не более 3 мин). Световая и звуковая сигнализация срабатывает в маршрутном полете на скорости более 280 км/ч при крене 32±2°. В режимах взлета и посадки на скорости менее 280 км/ч при крене 15±1,5° срабатывает только световая сигнализация. Переключение пределов срабатывания сигнализации производится сигнализатором скорости ССА2-3 при скорости полета 280 ± 10 км/ч.

Для проверки исправности ламп световых табло установлены кнопки «Контроль ламп», размещенные на приборных досках пилотов рядом со световыми табло.

При нажатой кнопке питание ламп осуществляется через АЗС «Сигнализация шасси» на левой панели АЗС.

Система ССПК автоматически отключается при отказе питания авиагоризонта АГД-1, сопровождающемся загоранием красной лампочки на указателе горизонта.

2.5. ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВИАГОРИЗОНТОВ

Перед каждым полетом необходимо провести внешний осмотр указателей авиагоризонтов, нет ли видимых дефектов. Убедиться, что шторки сигнальной красной лампочки указателя АГД-1 полностью открыты (колпачок со светофильтром лампочки должен быть повернут до упора против часовой стрелки), а рукоятки угла атаки на указателях АГД-1 и ПП-1ПМ свободно перемещаются.

1. Предполетная проверка АГД-1С

Для проверки АГД-1С необходимо:

— включить выключатель аккумулятора на щитке управления электроэнергией;

— включить АЗС-15 «АГД-ПТ-200Ц» на левой панели АЗС и выключатель питания АГД на верхнем электрощитке пилотов.

После подключения питания к комплекту авиагоризонта происходит запуск гиродатчика. Запуск начинается с цикла автоматического арретирования рамок карданова подвеса гироскопа; время арретирования не более 15 с при любых их положениях.

Время готовности авиагоризонта по руководству летной эксплуатации 3 мин после включения питания при стояночных углах крена и тангажа самолета не более ±4°.

Для проверки исправности схемы сигнализации отказов питания на левой панели АЗС выключить АЗС «Питание АГД». Сигнальная лампочка на указателе горизонта должна загореться, что свидетельствует об отсутствии питания. При включении АЗС «Питание АГД» красная лампочка не более чем через 15 с должна погаснуть.

На верхнем электрощитке пилотов выключить и вновь включить выключатель «Питание АГД». Лампочка на указателе должна соответственно загореться и по окончании цикла арретирования: погаснуть. Кратковременно нажать и отпустить кнопку "Арретир только гориз. полете», расположенную на указателе. Начнется цикл арретирования, загорится лампочка на указателе. После окончания арретирования лампочка гаснет, показания указателя должны быть близки к нулю по крену и тангажу.

При запуске АГД-1 и нормальной работе прибора на земле и в полете пользоваться кнопкой арретирования не рекомендуется, так как после арретирования продольная и поперечная коррекции гироскопа могут оказаться отключенными. Следует помнить, что при арретировании гироскоп АГД-1 приводится не к вертикали земли, а к вертикальной оси самолета. После арретирования гироскоп приводится к вертикали земли маятниковой коррекцией со скоростями: по тангажу ...2 град/мин, по крену ...4 град/мин.

Для проверки исправности ламп сигнализации предельных кренов необходимо: включить АЗС «Сигнализация шасси», нажать, а затем отпустить кнопку «Контроль ламп». При нажатой кнопке должны загореться табло «Крен велик лев.» и «Крен велик, прав» на левой и правой приборной доске пилотов-

При вращении рукоятки по часовой стрелке картушка должна двигаться вверх, при вращении против часовой стрелки — вниз. После проверки рукояткой совместить линию искусственного горизонта с центром силуэта самолета.

2. Предполетная проверка ЦГВ-4 с указателем ПП-1ПМК

Для проверки ЦГВ-4 с указателем ПП-1ПМК необходимо:

— включить преобразователь ПТ-1000ЦС;

— включить АЗС-2 «Гировертикаль лев.», «Гировертикаль прав.» на левой панели АЗС;

— на верхнем электрощитке пилотов «Переключатель ЦГВ» должен быть в исходном положении — «нейтрально» и фиксироваться колпачком;

— на левом и правом указателях ПП-1ПМК нажать кнопки арретирования; кнопки нажимать импульсами по 10—12 с до восстановления гировертикалей, т. е. совмещения линии горизонта с силуэтом самолета. В процессе восстановления гировертикалей возможно загорание табло «ЦГВ» в Т-10У2 на левой и правой приборных досках пилотов;

— убедиться, что на левом и правом ПП-1ПМК при вращении рукоятки ввода угла атаки шкалы тангажа перемещаются;

— совместить линию искусственного горизонта с центром силуэта самолета.

Использование авиагоризонта при рулении и в воздухе

При рулении самолета по бетонной полосе определять появление несигнализируемых неисправностей в показаниях резервного авиагоризонта АГД-1 и основных ПП-1ПМ очень трудно. Поэтому штурман должен во время поворотов самолета следить за изменением курса на указателях курсовой системы КС-8 и магнитного компаса КИ-13. Несовпадение ритма изменения показаний курса
-36с разворотом самолета или отсутствие изменений в показании курса свидетельствует о неисправностях в электроцепях питания гироскопических приборов. Перед взлетом еще раз убедиться в том, что:

— при вращении рукоятки ввода угла атаки на указателях АГД-1 и ПП-1ПМК шкалы тангажа перемещаются;

— линия искусственного горизонта совмещена с силуэтом самолета;

— красная сигнальная лампочка на указателе АГД-1 не горит;

— показания указателей АГД-1 и ПП-ШМК первого и второго пилотов идентичны.

Во время взлета, перед входом в облачность и особенно в ночных полетах пилот обязан убедиться в нормальной работе авиагоризонтов. Для этого на высоте 80—100 м необходимо произвести покачивание самолета с креном до ±5°. При нормальной работе авиагоризонтов указатели должны без запаздывания показывать изменение углов крена и тангажа самолета.

По окончании набора высоты необходимо непрерывно контролировать правильность показаний авиагоризонтов по показаниям дублирующих приборов (ЭУП-53, ВАР-ЗОМК, ВМ-15К, КУС-730/1100К) для своевременного определения и выявления причин отказа. Необходимо строго контролировать величину крена по указателю АГД-1 и ПП-1ПМК при вводе и выводе самолета из крена, так как возможный отказ выключателя коррекции ВК-53РШ может вызвать появление значительных ошибок по крену. Расхождение показаний авиагоризонтов более чем на ±2° свидетельствует о неисправности одного из авиагоризонтов. Отказ авиагоризонтов определять путем сравнения показаний углов крена и тангажа левого ПП-1ПМК, правого ПП-1ПМК и указателя АГД-1 с индикацией указателей ЭУП-53 и курсовой системы КС-8. Неисправным авиагоризонтом считается тот, показания которого отличны от показаний резервного авиагоризонта АГД-1. Изменение показаний курса на указателях НКП-4К, ИКУ-1А означает, что самолет вошел в крен и если при этом ПП-1ПМК не замеряет величину крена самолета, то этот указатель неисправен.

Обесточивание сети переменного трехфазного тока 36 В 400 Гц является серьезной предпосылкой к летному происшествию и приводит к выводу из строя всех гироскопических приборов: курсовой системы КС-8, ЦГВ-4 с указателем ПП-1ПМК. На Ту-134А для питания гироскопических приборов установлены преобразователи ПТ-1000ЦС рабочий, ПТ-1000ЦС резервный и ПТ-200ЦС аварийный. Нормально все гироприборы подключены к преобразователю ПТ-1000ЦС рабочему. При отказе ПТ-

1000ЦС рабочего потребители переключаются на ПТ-1000ЦС резервный. При отказе и ПТ-1000ЦС резервного все потребители 36 В 400 Гц обесточиваются за исключением АГД-1, ВК-53РШ № 2 и АРК-15 № 1, которые автоматически подключаются к ПТ-200ЦС, получающему питание от шины аккумулятора. Следовательно, при обесточивании сети переменного тока 36 В, т. е. при отказе основных указателей авиагоризонтов ПП-1ПМ, следует продолжать полет по показателям резервного авиагоризонта АГД-1, указателя поворотов ЭПУ-53, вариометра, высотомера, указателя скорости.

В полете перегорание хотя бы одного предохранителя в цепях питания АГД или ЦГВ-4 переменным током 36 В приводит к выбиванию гироскопа АГД-1 или ЦГВ-4.

При отказе питания на левой и правой приборных досках в табло Т-10У2 горят трафареты «ЦГВ» и загорается красная сигнальная лампочка на указателе АГД-1.

Для восстановления работы АГД-1 или ЦГВ-4 с указателями ПП-1ПМ после замены предохранителей в РК штурмана необходимо:

— вывести самолет в режим горизонтального прямолинейного полета с постоянной скоростью по естественному горизонту;

— нажать 2—3 раза кнопку на указателях ПП-1ПМ для восстановления работы ЦГВ-4;

— нажать кнопку на указателе АГД-1 «Арретир, только гориз. полете», при этом сигнальная красная лампа должна загореться, а по окончании арретирования погаснуть;

— продолжать горизонтальный полет с постоянной скоростью для окончательного приведения прибора в рабочее положение.

В полете при загорании табло «Крен. лев. велик», или «Крен, прав, велик» (звенит звонок) немедленно уменьшить крен самолета до погасания табло, контролируя положения самолета по основному авиагоризонту ПП-1ПМ.

В автоматическом режиме захода на посадку возможно срабатывание сигнализации предельных кренов в процессе выхода самолета из четвертого разворота и на предпосадочной прямой до входа в глиссаду. В этом случае необходимо убедиться в правильности показании авиагоризонтов и продолжать заход на посадку.

2.6. БЛОК КОНТРОЛЯ КРЕНА И СИГНАЛИЗАЦИИ НАРУШЕНИЯ ПИТАНИЯ БКК-18

В целях повышения надежности работы авиагоризонтов на самолете Ту-134А устанавливается блок контроля кренов БКК-18 с сигнализатором нарушения питания СНП-1 и вводится раздельное питание авиагоризонтов.

В связи с установкой блока БКК-18 пилотажные приборы ПП-1ПМК заменяются приборами ПП-75, имеющими дополнительный потенциометр для связи с блоком БКК-18 и бленкер-флажок «АГ». выпадающий при отказах авиагоризонта.

Пилотажные приборы ПП-75 являются основными авиагоризонтами первого и второго пилотов, работают соответственно от ЦГВ-4 левой и правой.

Автоматический контроль работоспособности ЦГВ-4 сравнением левой и правой ЦГВ-4 по крену в блоке БКГ-1, нейтральное положение переключателя ЦГВ и табло «ЦГВ» исключены. Исходное положение переключателя ЦГВ — «ЦГВ» лев.». При этом происходит сравнение сигналов левой ЦГВ и авиагоризонта АГД-1С. При установке переключателя ЦГВ в положение «ЦГВ прав.» происходит сравнение сигналов правой ЦГВ и АГД-1С.

Резервным авиагоризонтом первого пилота является АГД-1С, с датчика которого выдается сигнал крена в блок БКК-18.

Блок контроля кренов, БКК-,18 выполняет следующие функции:

— выявляет неисправность в работе каналов индикации крена основных и резервного авиагоризонтов;

— обеспечивает выдачу световой и звуковой сигнализации при достижении самолетом предельного крена;

— сигнализирует о нарушении питания по постоянному и переменному току в цепях индикации крена.

Блок БКК-18 автоматически выявляет отказы авиагоризонтов, которые могут быть следствием:

— отказов источников питания, в основном преобразователей тока, элементов защиты сети и их коммутационных устройств;

— отказов гиродатчиков, указателей, дистанционных передач, усилителей, выключателей коррекции в комплектах авиагоризонтов;

— непреднамеренного невключения перед полетом и выключения в полете автоматов защиты цепей питания.

Отказы авиагоризонта проявляются в показаниях крена и тангажа в виде:

— индикации показаний с погрешностью, в том числе с заниженными значениями кренов;

— медленного завала со скоростью 2—3 град/мин;

— быстрого завала со скоростью более 10 град/с;

— завала со средней скоростью 1—3 град/с;

— колебаний.

Наибольшую опасность представляют отказы, проявляющиеся в виде «застывания» индикации в произвольном положении и завала со средней скоростью 1—3 град/с. Эти отказы непосредственно на индикаторе авиагоризонта не заметны, их распознание затруднительно и требует специальных навыков-

Блок БКК-18 воспринимает сигналы крена с обоих приборов ПП-75 и АГД-1С и в случае рассогласования индикации каналов крена более чем па 7 ±2°, выдает сигнал отказа на бленкер «АГ» неисправного прибора ПП-75 или включает табло красного цвета «Отказ АГД» и лампу на указателе АГД-1С. После первого отказа БКК-18 продолжает сравнивать показания

оставшихся двух исправных авиагоризонтов, а при рассогласовании между ними на 7±2° блок контроля выдает сигнал отказа на оба указателя, в том числе и на исправный, так как блок БКК-18 не может определить исправный авиагоризонт.

Блок БКК-18 имеет ламельные устройства, которые включают лампы красного цвета на левой и на правой приборной досках «Крен велик лев.», «Крен велик прав.» и сирену. Значение предельного крена в режимах взлета и посадки γ =15±2,5° при скорости V_{np}<285 км/ч, в маршрутном полете γ=33±4^0 при скорости Vnp^285 км/ч.

Переключение значений сигнализируемых кренов с 15 на 33° осуществляется автоматически датчиком ССА2-3 при достижении самолетом скорости $V_{пр}$=285 км/ч. Сигнализация о достижении самолетом предельного крена продолжает выдаваться после отказа АГД-1С.

Блок БКК-18 используется с тремя сигнализаторами нарушения питания СНП-1: по одному СНП-1 в цепях питания основных авиагоризонтов ПП-75 и один СНП-1 в цепях питания БКК-18. СНП-1 предназначен для сигнализации отказа питания основных авиагоризонтов ПП-75 и блока БКК-18 как по постоянному, так и по переменному току. При отказе в цепях питания приборов ПП-75 выпадает бленкер «АГ», а при отказе в цепях питания БКК-18 включается табло «Нет контроля АГ» на приборной доске первого пилота.

Контроль питания АГД-1С осуществляется внутренним устройством гиродатчика, которое при отказах по постоянному или переменному току включает красное табло «Отказ АГД» и лампу на указателе АГД-1С.

Раздельное питание авиагоризонтов осуществляется от трех независимых каналов по переменному току, каждый канал питает только один авиагоризонт (рис. 15).

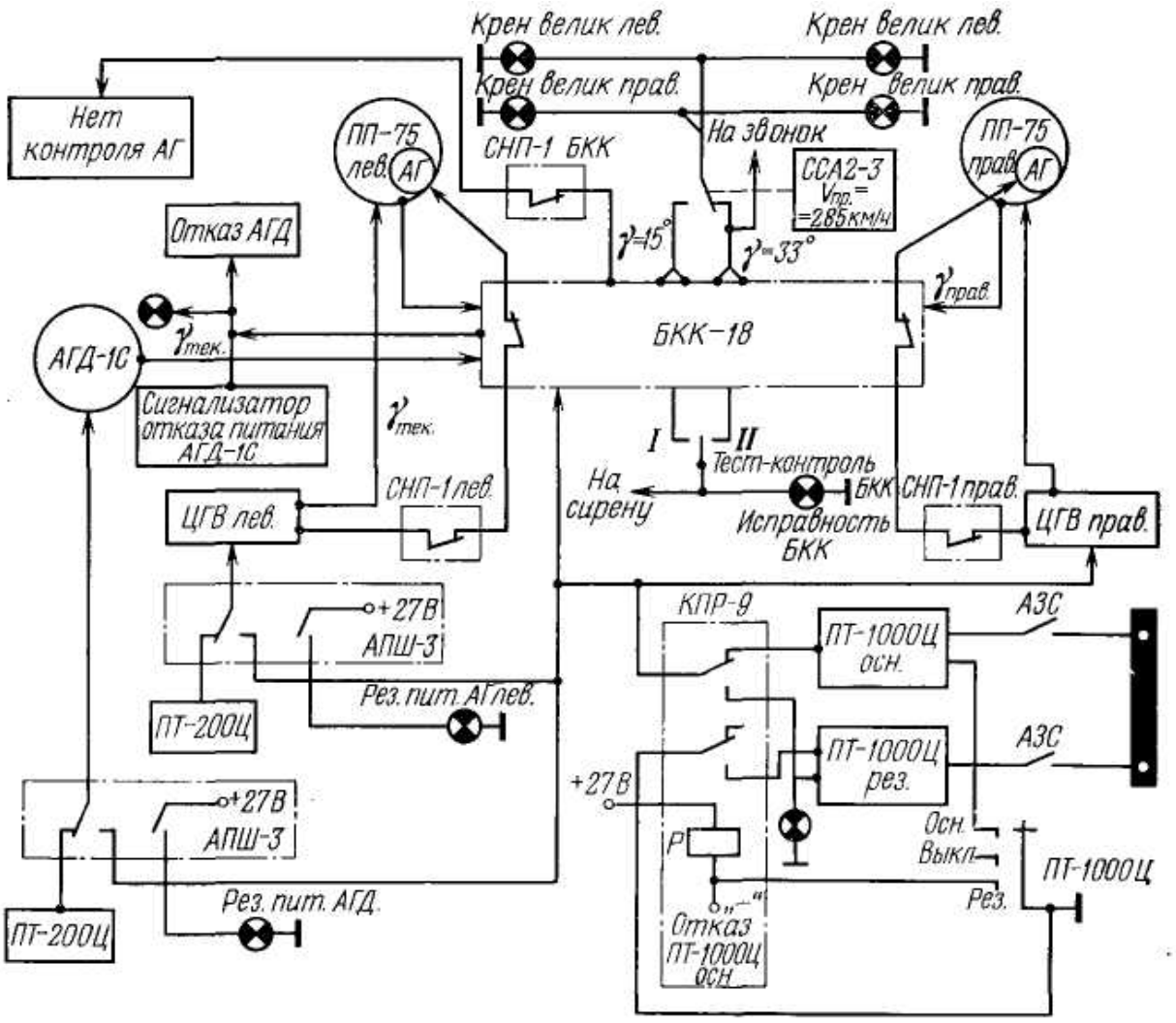


Рис. 15. Функциональная схема включения сигнализации отказов авиагоризонтов

Авиагоризонт второго пилота постоянно подключен к основной шине, получающей питание от преобразователей ПТ-1000ЦС основного или резервного. Основное питание левого и резервного авиагоризонтов обеспечивается от своих преобразователей ПТ-200Ц. В цепях питания ПТ-200Ц установлены автоматы переключения шин трехфазные ЛПШ-3, которые при исчезновении трех линейных напряжений на любом из двух преобразователей ПТ-200Ц подают сигнал на автоматическое переключение питания 36 В с преобразователя ПТ-200Ц на основную шину ПТ-ЮООЦС с выдачей сигнализации «Резервное питание АГД» или «Рез. пит. АГ лев.».

Перед полетом проверить цепи электропитания и работоспособность авиагоризонтов. Для проверки необходимо:

1. Включить на панелях АЗС ПТ-200Ц АГД, ПТ-200Ц ЦГВ лев., ПТ-1000Ц осн., ПТ-1000Ц рез., БКК, СНП, ЭУП, КПР-9, на верхнем электрощитке пилотов выключатели электропитания авиагоризонтов АГД,

ЦГВ лев., ЦГВ прав., ЭУП, БКК (под колпачками), переключатель ЦГВ в положение ЦГВ лев. и закрыть колпачком.

2. Через 3 мин (время готовности) нажать на кнопки арретирования на левом и правом ПП-75 до восстановления гировертикалей и убедиться, что сигнализация отказов авиагоризонтов отсутствует, на левом и правом ПП-75 и АГД-1С кремальерой произвести обработку по тангажу и совместить линию горизонта с силуэтом самолета. Сравнить показания авиагоризонтов между собой.

3. Нажать кнопку проверки ламп и убедиться в загорании табло предельных кренов и табло «Отказ АГД».

4. Проверить исправность БКК-18 установкой переключателя «Тест-контроль БКК» в положения I и II. При этом загораются лампы: «Исправность БКК», табло предельных кренов, табло «Отказ АГД», выпадают флажки отказа на левом и правом ПП-75, звучит сирена. При нейтральном положении переключателя «Тест-контроль БКК» световая и звуковая сигнализация снимается.

5. Проверить исправность сигнализаторов нарушения питания СНП-1:

— выключить питание ЦГВ лев. и ЦГВ прав., при этом должны выпасть флажки «АГ» на левом и правом ПП-75, включить питание ЦГВ, флажки «АГ» на указателях ПП-75 убираются;

— выключить питание БКК-18, загорается табло «Нет контроля АГ», включить БКК— табло гаснет.

6. Проверить переход на резервное питание авиагоризонтов:

— выключить АЗС ПТ-200Ц АГД и ПТ-200Ц ЦГВ лев., должны загореться желтые лампы «Рез. пит. АГД» и «Рез. пит. АГ лев.» и возможно кратковременное выпадание флажка АГ на ПП-75 первого пилота и загорание табло «Отказ АГД» и лампы на АГД-1С. Включить АЗС ПТ-200Ц АГД и ПТ-200Ц ЦГВ лев., сигнализация отказа при этом гаснет;

— выключить преобразователь ПТ-1000ЦС, установив переключатель ПТ-1000ЦС «ОСН-РЕЗ». в положение «Выкл.», при этом выпадает флажок АГ на правом ПП-75 и загорается табло «Нет контроля ЛГ», при включении ПТ-1000ЦС флажок АГ ПП-75 убирается и табло гаснет.

Запрещается выполнять взлет при горящем табло «Нет контроля АГ» и при отказе любого преобразователя ПТ-200Ц или ПТ-1000ЦС.

В полете первому и второму пилотам необходимо непрерывно сравнивать показания авиагоризонтов между собой, а также по крену с ЭУП-53М и по тангажу с показаниями вариометра ВАР-30МК.

ГЛАВА 3

ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВТОМАТА УГЛОВ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗОК С СИГНАЛИЗАЦИЕЙ АУАСП-15КР

3.1. НАЗНАЧЕНИЕ

Автомат углов атаки и перегрузок с сигнализацией АУАСП-I5КР предназначен для:

— измерения в полете местных текущих углов атаки (АЛЬФАт), критических углов атаки ($\alpha_{кр}$) и вертикальных перегрузок (n_y);

— выдачи сигналов, пропорциональных местным текущим и критическим углам атаки и вертикальным перегрузкам;

— визуального указания значений текущего угла атаки, критических углов атаки и вертикальных перегрузок;

— включения предупреждающей сигнализации и выдачи сигнала в самолетные устройства при подходе к критическим углам атаки и предельным перегрузкам.

Перегрузки необходимо контролировать исходя из условия сохранения работоспособности отдельных узлов и самолета в целом.

При выходе самолета на критический угол атаки должны выполняться следующие условия:

1. Как известно, подъемная сила зависит от динамического напора и угла атаки крыла. Поэтому с целью сохранения устойчивости самолета при взлете и посадке необходимо, чтобы на всех этапах выдерживалась определенная приборная скорость и не превышались установленные заранее углы атаки.

2. В полете необходимо ограничивать скорость исходя из критического значения числа М (для самолета Ту-134 допустимое значение $M_{ДОП}$=0,82). Значение $M_{кр}$ соответствует предельной скорости полета самолета с оптимальным углом атаки. При угле атаки, отличном от оптимального, допустимое значение числа М для самолета уменьшается, а это манометром МС-1 не учитывается, и приходится контролировать критический угол атаки как функцию от числа М, как это сделано в автомате АУАСП-15КР.

3.2. КОМПЛЕКТ И РАЗМЕЩЕНИЕ

1. Указатель углов атаки и перегрузок УАП-3кр..... 1 шт.
2. Датчик углов атаки ДУА-9Р. Установлен на левом борту в районе шпангоута № 9..... 1 шт.
3. Датчик критических углов атаки ДКУ-6МР установлен на этажерке оборудования за креслом левого пилота.....1 шт.
4. Датчик перегрузок ДШ-3. Установлен по оси самолета на втором лонжероне центроплана.....1 шт.
5. Блок коммутации БК-2Р. Установлен па этажерке оборудования за креслом левого пилота.....1 шт.

Дополнительно к комплекту имеются:

— кнопка 5К проверки АУАСП, кнопка 5К сброса сигнала проверки на земле и выключатель питания, расположенные на пульте левого пилота:

— лампы сигнализации «Внимание», «$n_{y\ доп}$» и «$\alpha_{кр}$», расположенные на табло Т-6У2 приборной доски правого пилота.

3.3. ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

1. Питание автомата:
— постоянным током напряжением 27 В±10%, потребляемая мощность 15 Вт, по не более 35 Вт при включении встроенного контроля (без обогревателя ДУА-9Р); ток, потребляемый от бортсети 27 В±10% обогревателем ДУА-9Р, 6,9—8,6 \
— переменным током напряжением 115 В±5%, частотой 400 Гц±5%, потребляемая мощность не более 30 ВА

2. Температурный диапазон работы.....	—60.. 50° С
3. Диапазон работы по местным текущим углам атаки . .	—9 ... +45°
Рабочий диапазон.....	0... 25°
4. Диапазон работы по числу М.....	от 0,2 до 0,9
5. Диапазон работы по перегрузкам.....	от —1 g до +3 g
6. Погрешности показаний по шкале указателя при нормальных условиях:	
— по каналу $\alpha_т$ не более.....	±0,5°
— по каналу $\alpha_{кр}$ не более.....	±0,5°
— по каналу n_y не более.....	± 0,2 g
7. Включение предупреждающей сигнализации:	
— по каналу углов атаки.....	за $0,5^e$ до подхода стрелки $\alpha_т$ к сектору $\alpha_{К}р$
— по каналу n_y.....	за 0,2 g до наступления критического режима

3.4. УСТРОЙСТВО ЭЛЕМЕНТОВ КОМПЛЕКТА

Датчик перегрузок ДП1-3 служит для выработки сигналов, пропорциональных вертикальным перегрузкам n_y- Чувствительным элементом является груз, подвешенный на пружинах. Под действием ускорений груз, деформируя пружины, перемещается и передает движение на щетку потенциометра П1 (рис. 16). Корпус датчика герметичен. Для демпфирования и уменьшения трения движущихся частей корпус датчика заполнен маслом.

Датчик углов атаки ДУА-9Р состоит из корпуса и флюгера, угол поворота которого передается на щетку потенциометра П4. Поворот флюгера ограничивается упорами так, что флюгер может поворачиваться на —9° вниз и на +45° вверх. На фланцевой части корпуса помещены два фиксаторных штифта для правильной установки датчика на борту относительно продольной оси самолета Датчик имеет обогрев, одна секция которого помещена во флюгере, а другая — в корпусе. Обогрев включается одновременно с обогревом правого ППД-1М.

Датчик критических углов ДКУ-6МР служит для определения критического угла атаки в зависимости от числа М. Датчик состоит из следующих основных элементов:

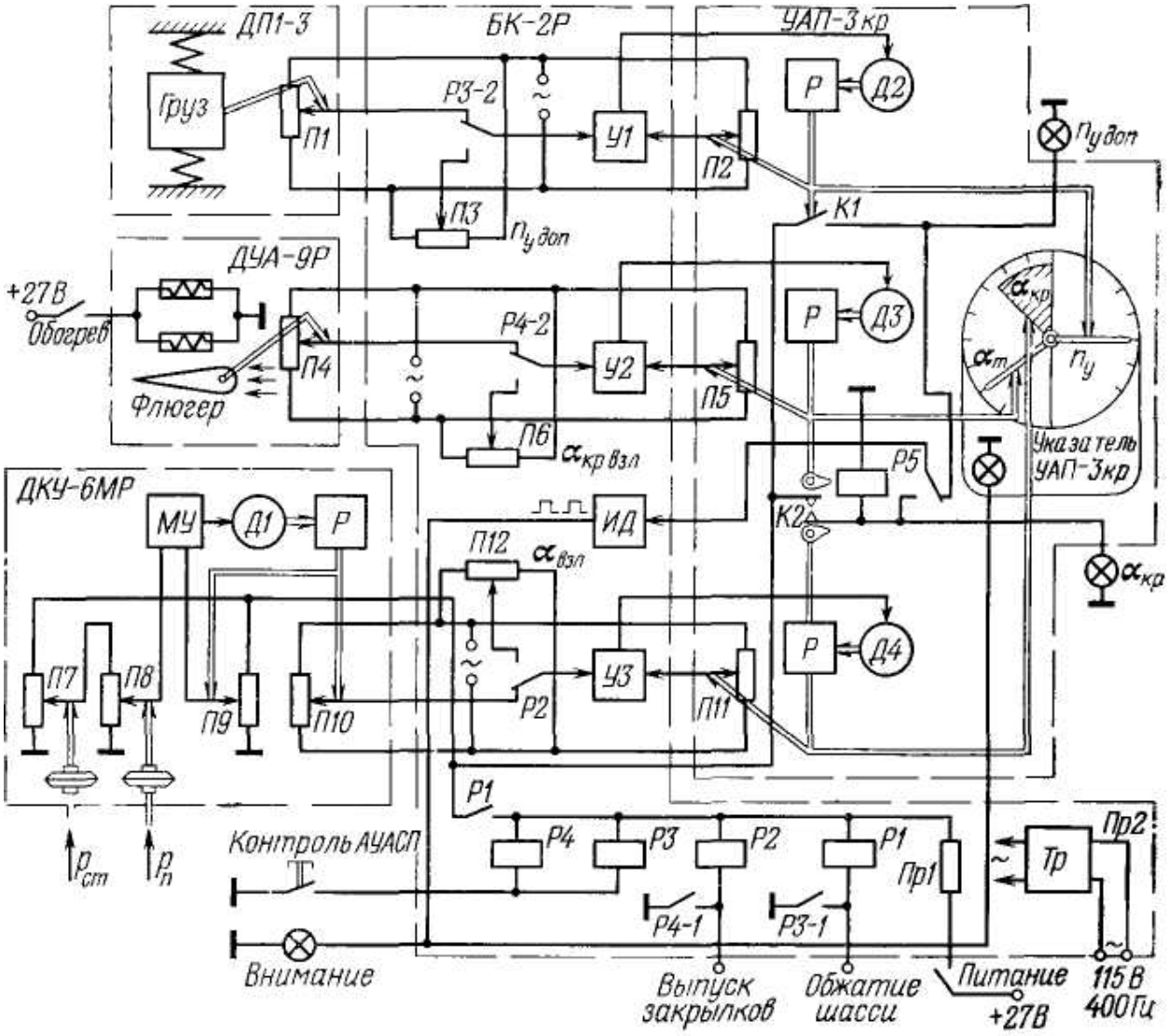


Рис 16 Функциональная схема автомата АУАСП-15КР

— мембранно-анероидного узла и схемы умножения на потенциометрах П7 и П8;

— следящей системы, включающей магнитный усилитель МУ, потенциометр обратной связи П9 и выходной потенциометр ШО, с которого снимается сигнал $\alpha_{кр} = f(M)$.

Число М зависит от отношения динамического давления к статическому и определяется формулой

$$M = K\sqrt{\frac{p_{дин}}{p_{ст}}}.$$

Статическое давление $p_{ст}$ подается в герметичный корпус мембранно-анероидного узла и воздействует на анероидную коробку. Прогиб коробки передастся на щетку потенциометра П7, который профилирован и отдельные его участки шунтированы сопротивлениями так, что с него снимается напряжение

$$U_1 = K_1 \sqrt{\frac{1}{p_{ст}}}.$$

Полное давление $p_п$ от приемника ППД-1М левого подается внутрь манометрической коробки. Прогиб коробки под действием динамического давления $p_{дин} = p_п — p_{ст}$ передается на щетку потенциометра П8, который профилирован и шунтирован так, что с него снимается напряжение

$$U_2 = K_2 \sqrt{p_{дин}}.$$

Потенциометры П7 и П8 включены по схеме умножения, и на выходе схемы действует напряжение

$$U = U_1 \cdot U_2 = K_1 \cdot K_2 \sqrt{\frac{p_{дин}}{p_{ст}}} = K \cdot M$$

Для получения напряжения, пропорционального $\alpha_{кр}=f(M)$, применена следящая система. Сигнал с потенциометра П8 и потенциометра обратной связи П9 через магнитный усилитель МУ подается на двигатель Д1, который отрабатывает щетку потенциометра П9 до согласования схемы и щетку потенциометра П10, с которого снимается сигнал $\alpha_{кр}=f(M)$. Одновременно двигатель Д1 отрабатывает шкалу, отградуированную в значениях числа М от 0,2 до 0,9.

Указатель УАП-ЗКР предназначен для преобразования электрических величин, пропорциональных значениям $\alpha_т$, $\alpha_{кр}$ и n_y, в механические повороты стрелок $\alpha_т$ и n_y и сектора $\alpha_{кр}$. По раствору между стрелкой $\alpha_т$ и сектором $\alpha_{кр}$ судят о приближении к критическому режиму полета. В левом нижнем углу указателя установлена сигнальная лампочка с красным светофильтром для сигнализации достижения критического режима.

В корпусе указателя размещены три механизма. Механизм отработки перегрузок состоит из двигателя Д2, который через редуктор связан со стрелкой n_y, со щеткой потенциометра П2 следящей системы и контактором К1. Указатель индицирует положительные перегрузки от +1 g до +3 g и отрицательные — от +1 g до —1 g. При достижении критической перегрузки контакт К1 замыкается, включает табло «γ доп» и подает + 27 В в блок коммутации БК-2Р на импульсный датчик ИД (мультивибратор). Импульсы от ИД с частотой 2—4 Гц подаются на лампочку указателя и звучит сирена.

Механизм отработки местного угла атаки состоит из двигателя ДЗ, который через редуктор связан со щеткой потенциометра П5, с кулачком микровыключателя К2 и со стрелкой. Местный угол атаки, измеряемый датчиком ДУА-9Р, $\alpha_м=(1,5...2)\ \alpha_т$. Это соотношение учтено при расчете

редуктора, и шкала указателя отградуирована в значениях текущего угла атаки.

Механизм отработки критического угла атаки состоит из двигателя Д4, который через редуктор связан с сектором, со щеткой потенциометра следящей системы П11 и с кулачком.

При достижении критического режима по углу атаки раствор между стрелкой $\alpha_т$ и сектором $\alpha_{кр}$ уменьшается до нуля и кулачки вызывают срабатывание микровыключателя К2. Подается + 27 В на табло «$\alpha_{кр}$» и на реле Р5. Реле своими контактами пропускает + 27 В на импульсный датчик ИД, который заставляет мигать лампочку на указателе и звучит сирена.

Блок коммутации БК-2Р служит для коммутации схемы и регулировки всего комплекта АУАСП-15КР. В блоке БК-2Р расположены:

— потенциометр П12, который является датчиком допускаемого взлетно-посадочного угла атаки;

— потенциометры ПЗ и П6, которые отрегулированы на критическое значение перегрузок и взлетно-посадочного угла соответственно. Потенциометры подключаются к схеме при нажатии кнопки «Контроль АУАСП»;

— усилители следящих систем У1, У2 и УЗ;

— датчик ИД, собранный по схеме симметричного мультивибратора;

— реле Р1, Р2, РЗ, Р4 (реле Р5 находится в указателе);

— предохранители в цепях питания постоянным и переменным током.

3.5. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА И ПРИНЦИП РАБОТЫ

При нахождении самолета на земле включение АУАСП-15КР блокируется концевым выключателем ВКП-Д713 системы управления поворотом переднего колеса, установленным на шлиц-шарнире. При снятии обжатия с передней ноги шасси подается «—» на реле Р1 блока коммутации БК-2Р и блокировка АУАСП- 15КР снимается. Схема АУАСП-15КР имеет три канала, каждый из которых собран по мостовой схеме.

Мост канала вертикальных перегрузов n_y собран на потенциометрах П1 датчика перегрузок ДП1-3 и П-2 указателя УАП-ЗКР. При возникновении перегрузок, больших или меньших —1 g, мост рассогласуется и сигнал через усилитель У1 подаётся в указатель на двигатель Д2, который перемещает щетку потенциометра П2 до согласования моста и отрабатывает кулачок и стрелку. При отклонении стрелки на предельно допустимое значение n_y кулачок замыкает контакты микровыключателя К1 и +27 В подается на табло «$n_{y\ доп}$» и через нормально-открытые контакты реле Р5 указателя в блок коммутации БК-2Р на импульсный датчик, который заставляет мигать табло «Внимание» и лампочку на указателе УАП-ЗКР.

Мост канала текущих углов атаки собран на потенциометрах П4 датчика ДУА-9Р и П5 указателя УАП-ЗКР. При изменении угла атаки флюгер-датчик отклоняет щетку на потенциометре П4. Сигнал с моста через усилитель У2 подается на двигатель ДЗ указателя, который перемещает

щетку потенциометра П5 до согласования моста и отрабатывает кулачок и стрелку $\alpha_г$.

Канал критических углов атаки может работать в двух режимах: взлетно-посадочном и полетном. Переключение режимов осуществляется концевым выключателем МКВ-36, установленным на трансмиссии закрылков. При выпуске закрылков подается «—» на реле Р2 блока БК-2Р, которое отключает потенциометр П10 датчика ДКУ-6МР и подключает потенциометр П12 блока БК-2Р, который заранее отрегулирован на значение взлетно-посадочного угла атаки $\alpha_{взл}$.Сигнал с моста на потенциометрах П12 и П11 через усилитель УЗ подается на двигатель Д4, который перемещает щетку потенциометра П11 до согласования моста и отрабатывает кулачок и сектор $a_{кр}$ в положение взлетно-посадочного угла атаки.

При убранных закрылках реле Р2 обесточено и мост собран на потенциометрах П10 датчика ДКУ-6МР и П11 указателя УАП-ЗКР. Сектор $\alpha_{кр}$ отрабатывается в положение, определяемое числом М.

На любом режиме при совместном приближении и совмещении стрелки ат с краем сектора $\alpha_{кр}$ срабатывает микровыключатель К2, включая реле Р5 и табло «$\alpha_{кр}$». Через контакты реле Р5 подается + 27 В на запуск мультивибратора ИД, начинает мигать лампочка на указателе и звучит сирена.

Для проверки работоспособности АУАСП-15КР имеется кнопка «Контроль АУАСП», при нажатии которой в блоке коммутации БК-2Р срабатывают реле РЗ и Р4, которые контактами РЗ-1 и Р4-1 включают реле Р1 и Р2. Контактами реле РЗ-2 вместо потенциометра П1 датчика перегрузок ДП-3 подключается потенциометр ПЗ и стрелка n_y указателя отрабатывается на критическое значение перегрузок.

Контактами реле Р4-2 вместо потенциометра П4 датчика ДУА-9Р подключается потенциометр П6, а контактами реле Р2 вместо потенциометра П10 датчика ДКУ-6МР подключается потенциометр П12. Стрелка $\alpha_т$ и сектор $\alpha_{кр}$ отрабатываются до совмещения. В итоге загораются табло «ny доп» «$\alpha_{кр}$», мигает лампочка на указателе и звучит сирена.

3.6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Перед полетом убедиться, что снят защитный чехол с флюгера датчика ДУА-9Р, на левой панели АЗС включить АЗС-15 «АУАСП». На пульте левого пилота включить выключатель «Питание» и нажать кнопку «Контроль АУАСП». Стрелки указателя отрабатываются на критическое значение, включаются табло «$n_{у\ доп}$», «$\alpha_{кр}$», мигает лампочка на указателе и звучит сирена. При отпускании кнопки табло и лампочка на указателе гаснут. Для возвращения стрелок в исходное положение нажать кнопку «Сброс сигнала АУАСП» на пульте первого пилота (кнопка включена параллельно концевому выключателю обжатия передней ноги).

Автомат АУАСП начинает работать при снятии обжатия с передней амортизационной стойки шасси: при этом сектор $\alpha_{кр}$ устанавливается на 8,5°,

а в полетном режиме (после уборки закрылков) положение сектора зависит от числа М полета.

При пилотировании следить за тем, чтобы стрелка $a_т$ указателя УАП-ЗКР не заходила за сектор $\alpha_{кр}$, а стрелка $n_у$ не заходила в зону сектора $n_{у\ доп}$ Минимальная скорость полета самолета может превышать расчетную на 20—30% по сравнению со скоростью срыва. Если скорость полета на 5—15% меньше минимальной расчетной скорости, срабатывает АУАСП и дает сигнал о приближении к скорости срыва.

Величина предельно допустимых перегрузок зависит от высоты и числа М полета и равна примерно 2,5 g.

В таблице приведены возможные неисправности автомата АУАСП- 15КР.

Неисправность	Действия экипажа
Все каналы автомата АУАСП-15КР не работают	Перегорели предохранители ПР1 или ПР2 в блоке БК-2Р. Заменить неисправные предохранители
При наступлении критического режима полета не загорится сигнальная лампочка на указателе УАП-ЗКР	Перегорела сигнальная лампа СМ-37 указателя УАП-ЗКР. Заменить лампу в указателе

ГЛАВА 4 ЭКСПЛУАТАЦИЯ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ КС-8

4.1. НАЗНАЧЕНИЕ

Курсовая система КС-8 рационально объединяет различные по принципу действия датчики определения курса и выдает сигналы изменения курса в системы:

— в автопилот АП-6ЕМ-ЗП;
— пилотажно-навигационную систему «Путь-4МПА»;
— в навигационную систему ДИСС-013-134 (НАС-1А6К);
— в навигационно-посадочную аппаратуру «Курс-МП-2».

При совместной работе с автоматическим радиокомпасом курсовая система позволяет определять пеленг радиостанции и самолета.

В зависимости от выбранного режима работы курсовая система дает возможность выполнять полет по ортодромическим или магнитным путевым углам.

Страницы 49-50 (В оригинальной книге) отсутствуют.

тать в двух режимах: магнитной коррекции (МК) и гирополукомпаса (ГПК) (рис. 17)

Основным режимом работы курсовой системы является режим ГПК с периодической коррекцией гироагрегата от магнитного датчика. Режим ГПК обеспечивает наибольшую точность в выдерживании заданного ортодромического курса (ОК) при полете по ортодромическим путевым углам. Режим МК является вспомогательным и служит для первоначальной выставки гироагрегатов после включения питания курсовой системы и для компенсации ухода гироагрегатов в азимуте.

Режим гирополукомпаса. Чувствительным элементом в этом режиме является гироскоп с тремя степенями свободы, на курсовой оси которого укреплен сельсин-датчик курса.

Первоначальная выставка сельсина производится задатчиком курса на пульте управления ПУ-1. На сельсине гироагрегата «запоминается» введенный курс и выдается потребителям.

В дальнейшем при работе гироагрегата в режиме ГПК появляются ошибки в выдаче сигнала курса, так как главная ось вращения гироскопа из-за инструментальных погрешностей и из-за «кажущегося» движения, вызванного вращением земли, уходит в азимуте.

Для компенсации ухода гироскопа в азимуте в пульте управления установлены поправочный и широтный потенциометры. При установке рукоятки «Широта»> на значение широты места выдается сигнал в гироагрегат на коррекционный двигатель, который прикладывает момент относительно оси внутренней рамы карданова подвеса гироскопа.

Под действием гироскопического момента гироскоп все время прецессирует вокруг курсовой оси со скоростью ухода в азимуте, но в противоположную сторону.

В результате угол между главной осью вращения гироскопа и меридианом пункта коррекции остается неизменным и ошибка на потребителя не выдается.

Значение широты вводится дискретно, поэтому из-за ошибок в работе азимутальной коррекции при работе КС-8 в режиме ГПК накапливается погрешность, которую периодически необходимо устранять задатчиком курса или переключать КС-8 на работу в режиме магнитной коррекции.

Режим магнитной коррекции. В этом режиме используются свойства двух чувствительных элементов: индукционного датчика и курсового гироскопа.

Индукционный датчик с достаточной точностью определяет направление горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли. Недостатком ИД является то, что он, будучи маятником, из-за действия ускорений отклоняется от горизонтального положения и на него, кроме горизонтальной, действует вертикальная составляющая напряженности магнитного поля Земли. Это приводит к колебаниям сигнала курса, снимаемого с ИД.

Курсовой гироскоп, сохраняя положение своей главной оси вращения неизменным в пространстве, не реагирует на ускорения, которые возникают как при прямолинейном полете, так и при разворотах. Недостатком гироскопа является уход его главной оси вращения в азимуте из-за инструментальных погрешностей и «кажущегося» движения.

При объединении этих двух чувствительных элементов в единую схему они взаимно компенсируют недостатки друг друга. Объединение производится с помощью двух следящих систем: «ИД-3— КМ-4» и «КМ-4—ГА-1М». За счет работы этих следящих систем сельсин-датчик гироагрегата ГА-1М при включении питания ориентируется по магнитному курсу со скоростью 2—5 град/мин. При такой скорости согласования ИД-3 с гироагрегатом ГА-1М кратковременные колебания сигнала курса от ИД отрабатываться не успевают и на потребители не выдаются.

Из-за ухода главной оси гироагрегата в азимуте ротор сельсин-датчика ГА-1М поворачивается относительно статора со скоростью до 0,4 град/мин, что приводит к рассогласованию следящей системы КМ-4—ГА-1М. Сигнал рассогласования после усиления подается на двигатель гироагрегата, который отрабатывает статор сельсин-датчика вслед за ротором со скоростью 2—5 град/мин, т. е. со скоростью значительно большей, чем скорость ухода гироскопа в азимуте. Следящие системы ГА-1М — потребители рассогласоваться не успевают, и ошибка гироскопа на потребители не передается.

Функциональная схема. Режим работы курсовой системы устанавливается с пульта управления ПУ-1 переключателем режимов П1 «МК—ГПК—АК». Основным режимом работы является режим ГПК-Переключение указателей и потребителей курса с основного гироагрегата на запасной осуществляется переключателем П2 «Осн. — зап.».

При положении переключателя режимов Ш на «МК», переключателя гироагрегатов П2 на «ОСН», сигнал курса от ИД-3 подается на коррекционный механизм КМ-4 и далее через контакты выключателя коррекции ВК-53РШ и переключателя П1 на гироагрегат ГА-1М Осн. Осредненное значение магнитного курса от гироагрегата ГА-1М Осн. через контакты переключателя П2 подается на блок связи курсовой системы с автопилотом БС-КС, на указатель УШК и его повторители НКП-4К лев., НПК-4К прав., ЗУК-1К, а также через контакты переключателя П1 на указатели КПП-МС, ИКУ-1А лев., ИКУ-1 прав.

Гироагрегат ГА-1М запасной в режиме «МК» сигналов курса на потребители не выдает.

При положении переключателя П2 на «Зап.» функции гироагрегатов в схеме меняются. Гироагрегат запасной корректируется в азимуте по магнитному курсу от ИД-3 через КМ-4 и ВК-53РШ. Сигнал МК от ГА-1М зап. через контакты переключателя П2 подается на БС-КС, УШК НКП-4К лев., НКП-4К прав, и ЗУК-1К, а через контакты переключателя П1 на ИКУ-1А лев, ИКУ-1А прав., КПП-МС. Гироагрегат ГА-1М основной работает как гирополукомпас и сигналов курса на потребители не выдает.

При положении переключателя П1 на ГПК, переключателя П2 на «Осн.» задатчик курса через контакты переключателей П1 и П2 подключается к гироагрегату основному. Гироагрегат ГА-1М основной работает в режиме ГПК и выдает значение гироскопического курса через контакты переключателя П2 на блок связи с автопилотом БС-КС, указатель УШК и его повторителя НКП-4К лев. НКП-4К прав, и ЗУК-1К. Гироагрегат ГА-1М запасной через контакты переключателей П1 и П2 корректируется по магнитному курсу сигналами ИД-3—КМ-4 через контакты ВК-53РШ и выдает значение МК через контакты П1 на указатели ИКУ-1А лев., ИКУ-1А прав, к КПП-МС. При положении переключателя П1 на «ГПК», переключателя П2 на «Зап.» задатчик курсов через контакты переключателей Ш и П2 подключается к ГА-1М Зап., который работает в режиме «ГПК» и выдает значение гироскопического курса через контакты переключателя П2 на БС-КС, УШК и его повторители НКП-4К лев., НКП-4К прав- и ЗУК-1К. Гироагрегат ГА-1М Осн. через контакты переключателей Ш и П2 корректируется в азимуте по сигналам от ИД-3 и выдает значение магнитного курса через контакты переключателя П1 на указатели ИКУ-1А лев., ИКУ-1А прав, и КПП-МС.

Ввод поправки на магнитное склонение АМ осуществляется по шкале склонения коррекционного механизма КМ-4 или указателя штурмана.

При вводе поправки АМ по шкале коррекционного механизма КМ-4 с помощью кремальеры разворачивается статор сельсина СП-2. Рассогласуются и отрабатывают все следящие системы. На всех указателях, кроме коррекционного механизма КМ-4К, индицируется истинный курс самолета ИК-МК±АМ.

На коррекционном механизме КМ-4К можно вводить поправку на склонение в пределах от 0 до ±180°, что позволяет выставить сельсин-датчик СД-1 гироагрегата по заданному путевому углу ортодромии (ЗПУО).

При вводе поправки АМ по шкале склонения указателя штурмана кремальерой разворачивается статор сельсин-приемника. Сигнал рассогласования отрабатывается следящими системами ГА-1М—УШК, УШК—НКП-4, УШК—ЗУК-1.

Вводить поправку АМ можно лишь одним способом: или кремальерой на коррекционном механизме КМ-4К или кремальерой — на УШК.

4.5. УСТРОЙСТВО АГРЕГАТОВ

Индукционный датчик ИД-3 определяет направление горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли и служит для коррекции гироагрегата ГА-1М по магнитному курсу при работе КС-8 в режиме МК.

Чувствительным элементом ИД-3 являются три магнитных зонда, которые укреплены на платформе и образуют равносторонний индукционный треугольник.

Каждый магнитный зонд состоит из двух сердечников из пермаллоя, на которые намотаны обмотка возбуждения и сигнальная обмотка. Магнитные зонды находятся в магнитном поле Земли и концентрируют постоянный магнитный поток. При подключении к обмотке возбуждения напряжения переменного тока магнитная проницаемость, а следовательно, и сопротивление сердечников для магнитных силовых линий поля Земли начинают изменяться, т. е. обмотка возбуждения преобразует постоянный магнитный поток Земли в переменный, который наводит ЭДС в сигнальной обмотке (рис. 18).

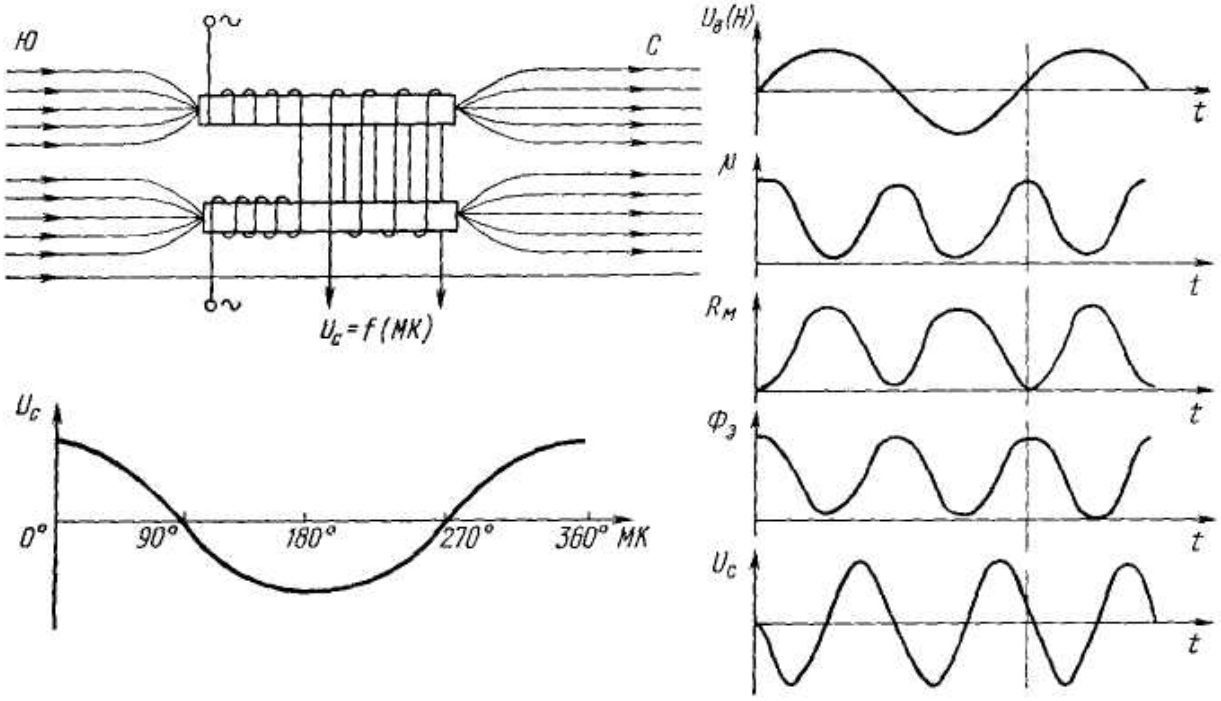


Рис. 8 К принципу действия индукционного датчика ИД-3

При максимальных значениях намагничивающего тока происходит насыщение сердечников, резко уменьшается их магнитная проницаемость и уменьшается значением магнитного потока Земли через сердечники. При уменьшении намагничивающего тока магнитная проницаемость сердечников увеличивается и магнитный поток Земли в сердечниках становится максимальным. За один период изменения намагничивающего тока дважды происходит изменение магнитной проницаемости сердечников и дважды прерывается магнитный поток Земли.

Таким образом, при изменении намагничивающего тока с частотой 400 Гц магнитный поток Земли изменяется с двойной частотой и наводит в сигнальной обмотке ЭДС частотой 800 Гц. Величина ЭДС зависит от угла между электрической осью зонда и направлением горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли, т. е. от курса самолета. При развороте зонда в азимуте на 360° ЭДС в сигнальной обмотке два раза достигает максимума и два раза становится равной нулю. Для

устранения двузначности в определении курса в чувствительном элементе ИД-3 установлены не один, а три магнитных зонда. Обмотки возбуждения зондов соединены последовательно и к ним подводится напряжение 1 5 В, 400 Гц от трансформатора, расположенного в усилителе У-11 (рис. 19).

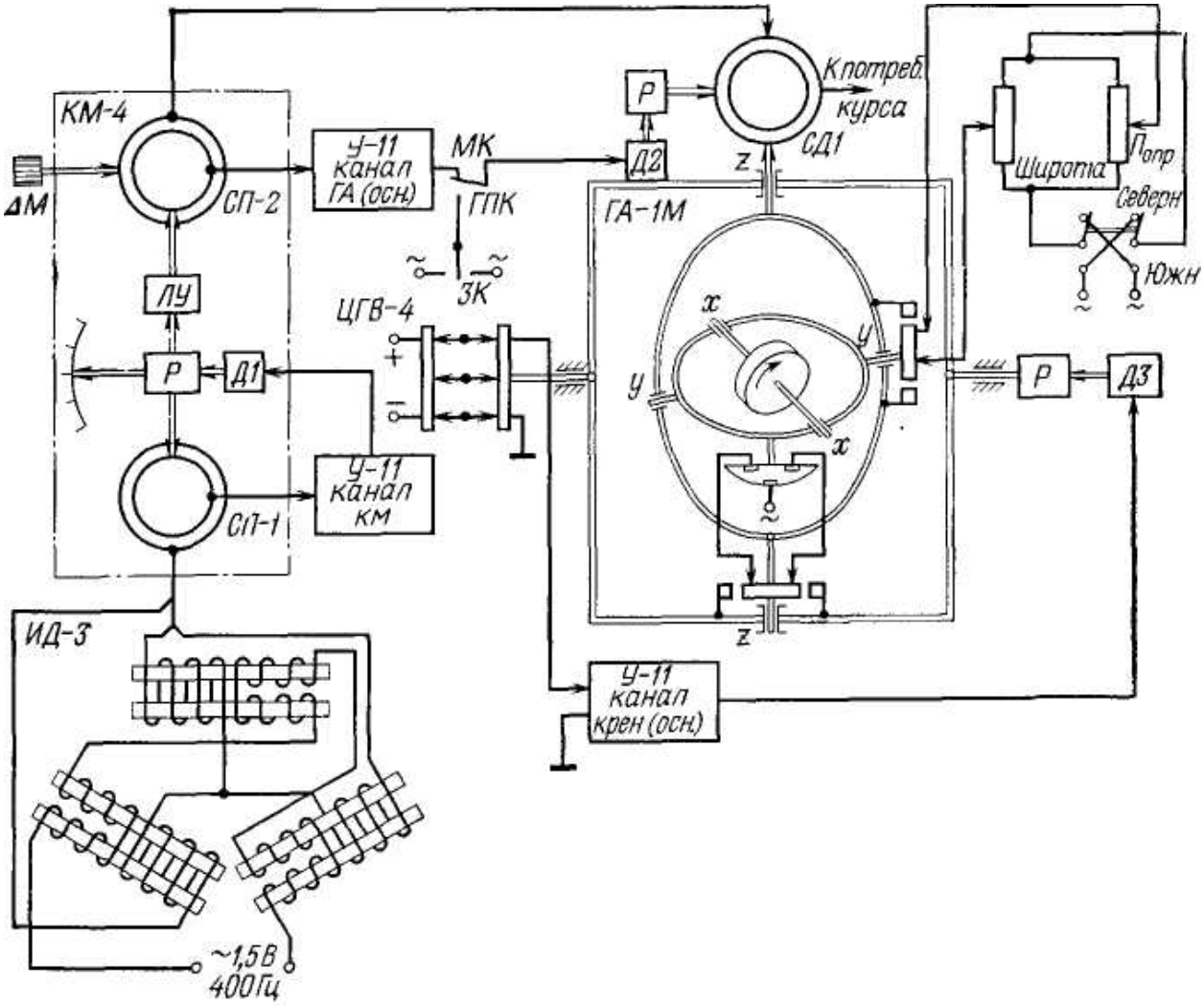


Рис. 19. Устройство агрегатов курсовой системы КС-8

Платформа с магнитными зондами укреплена в кардановом подвесе как физический маятник и сохраняет горизонтальное положение при кренах самолета до 15°. Для демпфирования колебаний платформы корпус ИД-3 заполнен жидкостью. Для крепления ИД-3 на самолете на его основании имеются вырезы, позволяющие при ослабленных крепежных винтах разворачивать ИД-3 и устранять установочную погрешность.

К о р р е к ц и о н н ы й механизм КМ-4К- Коррекционный механизм КМ-4К является указателем компасного курса, определяемого с помощью индукционного датчика ИД-3, и служит для

— электрической связи индукционного датчика ИД-3 с гироагрегатом ГА-1М;

— устранения четвертной девиации и погрешностей следящих систем;

— ввода магнитного склонения.

Сигнал курса от индукционного датчика ИД-3 подается в КМ-4К на статор сельсин-приемника СП-1. С ротора СП-1 сигнал частотой 800 Гц поступает в канал КМ усилителя У-11, где усиливается, преобразуется в сигнал частотой 400 Гц и подается в КМ-4К на отрабатывающий двигатель, который поворачивает ротор СП-1 до согласования, стрелку компасного курса и через девиационный корректор (лекальное устройство) отрабатывает ротор сельсин-приемника СП-2, ориентируя его по магнитному курсу. Сигнал с СП-2 подается в гироагрегат ГА-1М На лицевой части КМ-4 имеется кремальера, связанная с индексом и статором СП-2. С помощью кремальеры вводится поправка на магнитное склонение и магнитный курс приводится к истинному или ортодромическому. Значение введенного склонения контролируется с помощью индекса но шкале 0±180°.

Гироагрегат ГА-1М. Гироагрегат служит для осреднения и «запоминания» сигнала курса самолета, определяемого индукционным датчиком, для определения углов разворота и для дистанционной передачи сигнала изменения курса на указатели и потребители.

Гироагрегат состоит из следующих основных узлов.

Гироузел. Гиромотор гироскопа с тремя степенями свободы представляет собой асинхронный двигатель, питающийся от источника переменного тока 36 В 400 Гц и развивающий 22000— 23000 об/мин. Кожух гиромотора образует внутреннюю раму гироскопа, которая на подшипниках по оси уу крепится во внешней раме. Внешняя рама по оси zz крепится в следящей раме. Оси хх и уу расположены горизонтально, а ось zz вертикально.

Узел следящей рамы. Следящая рама (рама крена) служит для удержания оси zz гироскопа по вертикали земли при кренах самолета.

Если ось zz укрепить непосредственно на подшипниках в корпусе гироагрегата, то при кренах самолета она будет наклоняться вместе с корпусом и сельсин-датчик, связанный с осью zz будет измерять разворот самолета относительно его вертикальной оси, а не вертикали Земли. Появляется карданная погрешность, величина которой зависит от крена самолета. Для ее устранения и служит следящая рама, ось вращения которой расположена параллельно продольной оси самолета. С осью следящей рамы связаны двигатель ДЗ типа ДИД-0,5 и потенциометр, щетки которого укреплены на корпусе гироагрегата. Потенциометры обоих гироагрегатов ГА-1М соединены с потенциометром крена левой гировертикали ЦГВ-4 и образуют две следящие системы. Если при крене самолета ось zz гироскопа начнет наклоняться вместе с корпусом гироагрегата, то следящая система рассогласуется. Сигнал рассогласования усиливается в усилителе У-11 и подается на двигатель, который отрабатывает следящую раму в сторону, противоположную крену, и удерживает ось zz по вертикали земли. Если левая Гировертикаль ЦГВ-4 неисправна, а переключатель ЦГВ на верхнем электрощитке пилотов установлен в положение «ЦГВ прав.», то потенциометры следящих рам гироагрегатов ГА-1М подключаются к потенциометру крена правой ЦГВ-4.

При выходе из строя обеих ЦГВ-4 необходимо выключатель на электрощитке штурмана «Коррекция КС от ЦГВ-4» поставить в положение «Отключ.». При этом потенциометры следящих рам гироагрегатов ГА-1М подключаются к делителю напряжения на резисторах, расположенных в блоке реле БР-1. Резисторы делителя напряжения подобраны так, что с него снимается сигнал нулевого крена самолета. При кренах самолета ось zz гироскопа кренится вместе с корпусом гироагрегата и остается параллельной вертикальной оси самолета. Гироагрегаты ГА-1М работают с карданной погрешностью, но их работоспособность сохраняется.

Сельсин-датчик курса. Сельсин-датчик СД расположен в гироагрегате сверху и его ротор связан с осью zz гироскопа, а статор через редуктор связан с двигателем, укрепленным на следящей раме. Управление двигателем осуществляется:

— сигналом рассогласования следящей системы КМ-4—ГА-1М при работе канала курсовой системы в режиме МК;

— сигналом от задатчика курса на пульте управления при работе канала курсовой системы в режиме ГПК

Нормальная скорость отработки статора сельсины-датчика 2—5 град/мин. На редукторе имеется электромагнит для включения большой скорости согласования до 10 град/с. Электромагниты в гироагрегатах срабатывают при нажатии кнопки быстрого согласования на пульте управления или от рукоятки задатчика курса.

При развороте самолета двигатель отработки статора сельсин-датчика отключается по сигналу от выключателя коррекции ВК-53РШ. При этом ротор сельсин-датчика сохраняет свое положение неизменным, а статор разворачивается вместе с самолетом и выдает на потребители сигнал изменения курса.

Азимутальная коррекция служит для компенсации «ухода» главной оси xx гироскопа в азимуте из-за инструментальных погрешностей (трение в осях и неточность балансировки) и из-за «кажущегося» движения. Угловая скорость «кажущегося» движения, причиной которого является суточное вращение Земли, зависит от широты места и определяется формулой

$$\omega = \Omega \sin \varphi,$$

где Ω—угловая скорость вращения Земли (15 град/ч); φ — широта места.

Исполнительным элементом азимутальной коррекции является коррекционный мотор, связанный с осью внутренней рамы гироскопа. Сигнал азимутальной коррекции поступает с широтного потенциометра пульта управления. Двигатель прикладывает момент относительно оси *yy* гироскопа, вызывая прецессию главной оси *xx* гироскопа в азимуте со скоростью, зависящей от широты места.

Для компенсации ухода главной оси гироскопа в азимуте из-за инструментальных погрешностей в пульте управления, кроме широтного, имеется поправочный потенциометр, сигнал с которого также подается на двигатель азимутальной коррекции гироскопа.

В северном и южном полушариях направление «кажущегося» движения главной оси гироскопа в азимуте противоположно. Поэтому при перелете экватора на пульте управления, имеющем два положения «Северн.» и «Южн.,» с помощью переключателя меняется фаза напряжения питания моста широтного и поправочного потенциометров.

Горизонтальная коррекция служит для удержания главной оси вращения гироскопа xx параллельно плоскости горизонта, т. е. компенсирует уход оси xx от горизонтального положения из-за инструментальных погрешностей и «кажущегося» движения со скоростью

$$\omega = \Omega \cos \varphi,$$

где Ω —угловая скорость вращения Земли (15 град/ч); φ —широта места.

Горизонтальная коррекция состоит из жидкостного маятникового переключателя и коррекционного двигателя, установленного в нижней части гироагрегата и связанного с осью zz гироскопа.

При отклонении главной оси гироскопа от горизонтального положения коррекционный двигатель, получая сигнал от жидкостного маятникового переключателя, прикладывает момент к внешней раме гироскопа, заставляя прецессировать внутреннюю раму, а вместе с ней и главную ось гироскопа к исходному положению.

Для уменьшения ошибок в работе горизонтальной коррекции при развороте самолета по сигналу от выключателя коррекции ВК-53РШ в цепь коррекционного двигателя включается резистор и горизонтальная коррекция загрубляется.

Узел обогрева. Внутри корпуса гироагрегата размещены четыре обогревательных элемента с терморегулятором для поддерживания температуры внутри гироагрегата на уровне 40+1,5°С, что повышает работоспособность и точность работы гироагрегата в режиме ГПК при отрицательных температурах внешней среды.

Выключатель электрообогрева установлен на электрощитке штурмана. Электрообогрев включают после запуска двигателей независимо от температуры наружного воздуха и выключают после посадки и окончания пробега.

Усилитель У-11. Усилитель служит для усиления сигналов рассогласования следящих систем и имеет шесть каналов.

Блок реле БР-1 (2-й серии) Блок реле БР-1 служит для коммутации электрических цепей курсовой системы КС-8. В нем размещены:

— трансформатор, на первичную обмотку которого подается напряжение 3b В 400 Гц. Со вторичной обмотки напряжение 36 В относительно средней заземленной точки подается на клеммы переключателя задатчика курса

пульта управления. Со второй вторичной обмотки напряжение 36 В подается для питания электрического моста азимутальной коррекции в пульте управления;

— реле, обеспечивающие коммутацию сигналов при переключении режимов работы курсовой системы КС-8 и гироагрегатов;

— делитель напряжения на резисторах для арретирования следящей рамы в гироагрегатах в вертикальном положении при отказе гировертикалей ЦГВ-4, когда переключатель «Коррекц. КС от ЦГВ-4» выключен;

— магнитный усилитель работающий в схеме усиления сигналов рассогласования следящей системы на потенциометрах ЦГВ-4 и следящей рамы гироагрегата ГЛ-1М запасного и преобразующий сигналы постоянного тока в сигналы частотой 400 Гц;

— патрон на корпусе блока, в котором помещен предохранитель ПК-30-0,15, включенный в цепь питания постоянным током потенциометра-датчика в УШ, выдающего сигналы на потребители курса на постоянном токе (на самолете Ту-134Л не задействован).

Пульт управления ПУ-1К- Пульт управления предназначен для переключения каналов курсовой системы, выбора режима работы и выработки сигналов азимутальной коррекции гироскопов гироагрегатов. Кроме того, с помощью пульта управления производится выставка курса на указателях при работе курсовой системы в режиме ГПК,- В пульте управления ПУ-1К смонтированы (см. рис. 17):

— переключатель на три положения «МК-ГПК-АК» для выбора режима работы курсовой системы (режим АК в КС-8 на самолете Ту-134А не задействован);

— переключатель «Осн. — Зап.», служащий для подключения указателей и блока связи с автопилотом к основному или запасному гироагрегату;

— рукоятка «Задатчик курса», связанная с ламельными переключателями для изменения курса на указателях. Направление отработки шкал указателей УШ и НКП-4 зависит от направления поворота рукоятки от среднего положения, в котором она удерживается пружиной. Для точной установки шкал рукоятку поворачивают на угол до 60° и этим самым включают малую скорость. Для включения большой скорости выставки шкал рукоятку поворачивают на угол больше 90°. При отклонении рукоятки подается питание на отрабатывающий двигатель в гироагрегат ГА-1М, работающий в режиме ГПК, а также +27 В на электромагниты обоих гироагрегатов, включающих большую скорость отработки статоров сельсин-датчиков. С октября 1968 г. в пульте управления ПУ-1 ламельные переключатели заменены нажимными;

— кнопка быстрого согласования, при нажатии которой подается + 27 В на электромагнит гироагрегата и включается большая скорость согласования гироагрегата ГА-1М с индукционным датчиком ИД-3 при работе курсовой системы в режиме МК;

— рукоятка «Широта», которая связана с широтными потенциометрами и служит для установки по шкале широты местонахождения самолета с целью

компенсации ухода главной оси вращения гироскопа в азимуте из-за «кажущегося» движения;

— два винта с надписями «Осн.» и «Зап.», которые связаны с поправочными потенциометрами и служат для компенсации ухода главной оси вращения гироскопа гироагрегатов ГА-1М основного и запасного в азимуте из-за трения в осях и неточности балансировки. Регулировка этих потенциометров производится в лаборатории; на самолете ими пользоваться запрещается;

-- переключатель «Северн. — Южн.», с помощью которого изменяется фаза напряжения питания мостов азимутальной коррекции и таким образом изменяется направление прецессии гироскопов гироагрегатов в зависимости от полушария выполнения полета.

Указатель штурмана УШК. Указатель штурмана предназначен для индикации магнитного, ортодромического или истинного курса самолета, углов разворота самолета, пеленга и курсовых углов двух радиостанций. Указатель штурмана имеет плоский сельсин-приемник, который образует следящую систему с сельсин-датчиком гироагрегата ГА-1М.

При изменении курса самолета сигнал рассогласования с ротора сельсин-приемника усиливается и отрабатывается двигателем, который поворачивает:

— ротор сельсин-приемника УШ до согласования следящей системы;

— шкалу курса, оцифрованную от 0° до 360°, с ценой деления 1°. Значение курса отсчитывается против верхнего индекса на корпусе прибора;

— ротор сельсин-датчика для выдачи сигналов курса на переменном токе на указатели НКП-4К системы «Путь-4МПА-1К» и на задатчики углов карты ЗУК-1К устройства АНУ-1К.

Кроме плоского, в указателе штурмана УШ имеются еще два бесконтактных сельсин-приемника, которые по индикаторной схеме соединены с сельсин-датчиками, расположенными в рамках радиокомпасов АР К-15. На осях роторов сельсин-приемников укреплены стрелки с надписями «1» и «2», которые по внешней неподвижной шкале указывают курсовые углы радиостанций, а по подвижной курсовой шкале—пеленги радиостанций. Обратными концами стрелки по подвижной шкале показывают пеленги самолета. На лицевой части указателя штурмана УШ имеется кремальера для ввода магнитного склонения или общей поправки Кремальера связана со статором плоского сельсин-приемника и с индексом, который показывает величину введенного склонения по боковой шкало 0 ±50°.

4.6. ИНДИКАЦИЯ НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНЫХ ПАРАМЕТРОВ

Показывающие приборы курсовой системы КС-8 имеют два основных вида индикации:

— индикация «Вид с самолета на Землю» нашла применение в приборах УШК, НКП-4К; ИКУ-1А;

— индикация «Вид с Земли на самолет» нашла применение в приборах КМ-4К, КПП-МС.

На указателе штурманы УШК индицируются: (рис. 20,а):

— W — текущее значение магнитного, истинного или ортодромического курса самолета по внутренней шкале с отсчетом против треугольного индекса на корпусе прибора. Шкала от 0 до 360° с ценой деления 1°;

— ДМ — величина магнитного склонения в пределах от 0 до ±50° по шкале склонения треугольным индексом, связанным с кремальерой на корпусе УШК;

— «КУР № 1» и «КУР № 2» — текущие значения курсовых углов двух радиостанций по внешней шкале стрелками «1» и «2»,

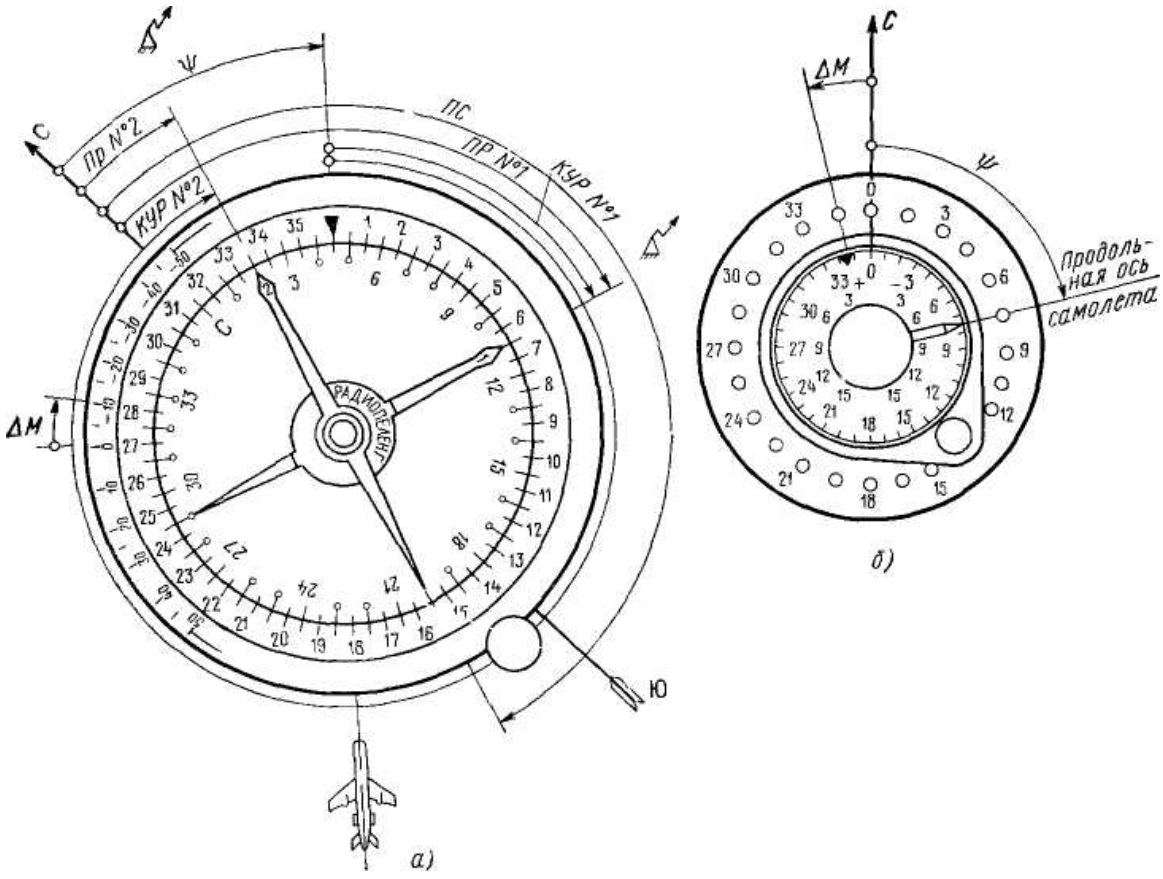


Рис 20 Индикация пилотажно-навигационных параметров по УШК и КМ 4К.

— «ПР — текущие значения магнитных, истинных или ортодромических пеленгов двух радиостанций по внутренней шкале стрелками «1» и «2»;

— ПС — пеленги самолета по внутренней курсовой шкале обратными концами стрелок «1» и «2»

На коррекционном механизме КМ-4К индицируются (см рис. 20,6)

— ψ — текущее значение курса самолета стрелкой по внешней шкале от 0 до 360° с ценой деления 2°;

— ΔМ — величина магнитного склонения по внутренней шкале от 0 до ±180° треугольным индексом, связанным с кремальерой на корпусе КМ-4К.

4.7. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Для проверки работоспособности курсовой системы перед полетом необходимо:

1. Включить источники питания, проверить наличие напряжения, а затем включить:

— на электрощитке штурмана АЗС-5 «КС-8» и АЗС-20 «Обогрев гироагрегатов», выключатель «Коррекция КС от ЦГВ отключено» установить в положение «Коррекция КС от ЦГВ»;

— на левой панели автомата защиты сети АЗС-2 «Гировертикаль лев.» и АЗС-2 «Гировертикаль прав.».

2- Через 2—3 мин после включения питания нажать кнопки арретирования на каждом приборе ПП-1ПМК и не отпускать их в течение 10—15 с до совмещения линии горизонта с силуэтом самолета, т. е. до восстановления левой и правой ЦГВ-4 по вертикали Земли.

3. Проверить курсовую систему КС-8 в режиме магнитной коррекции, для чего:

а) на пульте управления установить:

— переключатель режимов в положение «МК»;

— переключатель гироагрегатов в положение «Осн.»;

— переключатель «Север. — Южн> и рукоятку «Широта» в положение, соответствующее широте местонахождения самолета;

— магнитное склонение на коррекционном механизме КМ--4К и УШК, равное 0°;

б) через 5 мин после включения питания нажать на кнопку быстрого согласования на пульте управления и не отпускать ее до тех пор, пока стрелки и шкалы на указателях не прекратят перемещаться. На всех указателях и на компасе КИ-13 с учетом девиации должен индицироваться стояночный магнитный курс самолета с разницей не более ±2°;

в) проверить отработку ввода магнитного склонения АМ на коррекционном механизме КМ-4К, для чего при нажатой кнопке быстрого согласования вращать кремальеру КМ-4К в сторону увеличения и уменьшения вводимого склонения до 180°. Шкалы и стрелки всех указателей должны плавно перемещаться на величину введенного ДМ;

Примечание. Стрелка коррекционного механизма КМ--4К от кремальеры ввода склонения не перемещается!

г) проверить отработку ввода магнитного склонения на УШК, для чего вращать кремальеру УШ в сторону увеличения и уменьшения вводимого склонения до 50°. При этом шкалы указателя штурмана УШК и приборов НКП-4К должны плавно перемещаться на величину введенного значения ДМ;

д) переключатель гироагрегатов установить в положение «Зап.», согласовать и проверить работоспособность курсовой системы КС-8 в режиме магнитной коррекции по запасному каналу.

После согласования основного и запасного гироагрегатов в режиме МК по сигналам от индукционного датчика при переключении гироагрегатов допускается отклонение шкалы указателя штурмана на величину не более ± 1°.

4. Проверить курсовую систему, в режиме гирополукомпаса, для чего переключатель режимов установить в положение «ГПК», а переключатель гироагрегатов — в положение «Осн.». Рукоятку задатчика курса повернуть по часовой стрелке на угол до 60°, при этом шкалы УШК и НКП-4К должны вращаться в сторону уменьшения курса со скоростью 2—3 град/с. При повороте рукоятки на угол, больший 90°, шкалы вращаются со скоростью не менее 5 град/с.

При отклонении рукоятки задатчика курса против часовой стрелки шкалы вращаются в сторону увеличения показаний.

Переключатель гироагрегатов установить в положение «Зап.» и проверить отработку шкал от задатчика курса так же, как по основному каналу.

Перед взлетом на пульте управления курсовой системы установить:

— переключатель гироагрегатов в положение «Осн.»;

— переключатель «Север. — Южн.» и рукоятку «Широта» на широту аэродрома вылета;

— на коррекционном механизме КМ-4К и УШК установить склонение ДМ=0°.

Произвести выставку гироагрегатов основного и запасного по магнитному меридиану ВПП одним из способов:

— установить режим «МК» и при нажатой кнопке согласования переключить гироагрегаты с основного на запасной и обратно;

— установить режим «ГПК», после чего при нажатой кнопке быстрого согласования переключить гироагрегаты; рукояткой задатчика курса установить магнитный курс ВПП по указателю штурмана УШК:

Перед взлетом все указатели должны индицировать магнитный курс взлета. Взлет выполнять в режиме ГПК.

В полете основным режимом считать режим ГПК, а режим МК использовать кратковременно для коррекции ухода гироагрегата.

Корректировать курсовую систему в точках коррекции через каждые 30—40 мин полета одним из способов:

— переключением гироагрегатов при полетах с ОЗМПУ у каждого поворотного пункта маршрута;

— переключением на режим «МК».

Преимущества этих способов состоят в том, что курсовая система КС-8 согласуется быстро и точно, недостаток — нельзя и опасно пользоваться в полярных широтах при $\varphi = 70°$ из-за малой горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли, что приводит к значительной ошибке в выставке гироагрегата основного или запасного по опорному меридиану;

— установкой значения курса, равного сумме показаний курса по прибору КПП-МС и расчетной величины условного склонения (общей поправки),

рукояткой задатчика курса по указателю прибора штурмана УШК и приборам НКП-4К. Этим способом можно пользоваться на всех широтах.

Кнопку согласования нажимать в горизонтальном установившемся полете, когда стрелка на КМ-4К не перемещается при вводе поправки АМ в КМ-4К или при переключении гироагрегатов, или при режимах работы курсовой системы. При включенном автопилоте чти условия выполняются при нажатой кнопке согласования.

Ручкой на пульте управления вводить широту через каждые 2°. При полетах по маршруту с изменением широты на 3—4° устанавливать среднюю широту.

ГЛАВА 5

ЭКСПЛУАТАЦИЯ НАВИГАЦИОННОЙ АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ ДИСС-013-134 (НАС-1А6К)

5.1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ СИСТЕМЫ

Система ДИСС-013-134 предназначена для:

— непрерывного измерения путевой скорости и угла сноса;

— счисления координат местонахождения самолета;

— выдачи сигналов в автопилот для автоматического выдерживания самолетом линии заданного пути (ЛЗП).

Составными частями системы ДИСС-013-134 являются:

— доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС-013;

— автоматическое навигационное устройство АНУ-1К;

— индикатор линейного бокового уклонения (блок № 16/2 сер. 01);

— блок связи устройства АНУ-1К с автопилотом АП-6ЕМ-ЗП (блок № 15 сер-02);

— блок связи измерителя ДИСС-013 с устройством АНУ-1 (блок БС-1).

5.2. АВТОМАТИЧЕСКОЕ НАВИГАЦИОННОЕ УСТРОЙСТВО АНУ-1К

1. Назначение

Устройство АНУ-1 К относится к навигационно-штурманскому оборудованию и используется для определения местонахождения самолета вне зависимости от условий оптической видимости при полетах над безориентировоной местностью по любому маршруту.

Устройство АНУ-1 К непрерывно автоматически счисляет путь в километрах пройденного самолетом расстояния. Счисление производится в условной прямоугольной системе координат Y—X относительно исходного пункта маршрута (ИПМ), определяются и индицируются координаты S_y и 5_V в километрах (рис. 21).

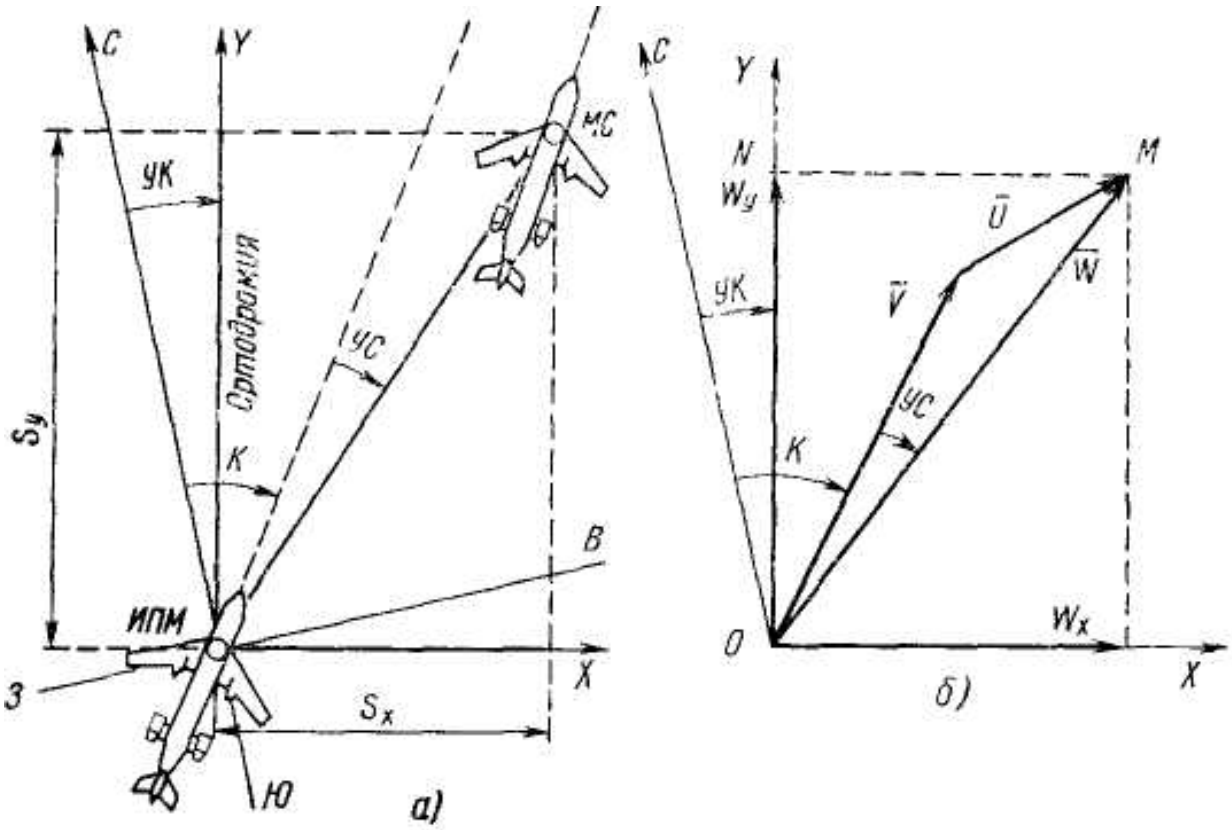


Рис. 21. К принципу действия устройства АНУ-1К

Если условную прямоугольную систему координат развернуть относительно меридиана на угол карты (УК), равный путевому углу (ПУ), то координата S_y будет соответствовать пройденному расстоянию, а координата S_x — линейному боковому уклонению от ортодромии.

2. Комплект и размещение

Задатчик углов карты ЗУК-1К..... 1 шт.
Задатчик ветра ЗВ-1К..... 1 шт.
Счетчик координат НИ-50СЧК..... 1 шт.
Блоки 1, 2 и 3 установлены на приборной доске штурмана.
Датчик воздушной скорости НИ-50ВМ-ДВС. Установлен на кронштейне в кабине штурмана..... 1 шт.
Блок коммутации БК-1- Установлен па этажерке радиооборудования ..... 1 шт.
Приемник температуры П-1. Установлен в литом кожухе с отверстиями,
укрепленном на нижней част фюзеляжа между шп № 19 и 20..... 2 шт.
Трафарет..... 1 шт.
Дополнительно с комплектом АНУ-1К используются переключатели:
— режимов АНУ на три положения «от ДИСС — контроль на земле — автономно»;
— «счетчик АНУ — выключено»;
— кнопка «АП + АНУ» и табло «АП + АНУ».

Размещение элементов АНУ-1К дано на рис. 22. Включение, контроль и управление устройством АНУ-1 в полете осуществляет штурман.

3. Технические данные

Питание:

— от источника постоянного тока..... напряжением 27 В±7%

— от источника переменного тока.....напряжением 115 В±3%, частотой 400 Гц ±5%

— от источника переменного тока.....напряжением 36 В, частотой 400 Гц

2. Потребляемая мощность:

— по постоянному току..... не более 40 Вт

— по переменному току..... не более 100 ВА

3. Диапазон измерения скоростей:

— путевой скорости..... 180—1300 км/ч

— истинной воздушной скорости..... 200—1100 км/ч

— приборной скорости..... 200—800 км/ч

— скорости ветра..... 0—200 км/ч

4. Дальность счисления пути по ортодромии до 5000 км при боковом уклонении до ±1000 км

5. Точность счисления пути:

— в режиме ДИСС..... до 3% от пройденного пути

— в автономном режиме..... до 5—7% от пройденного пути

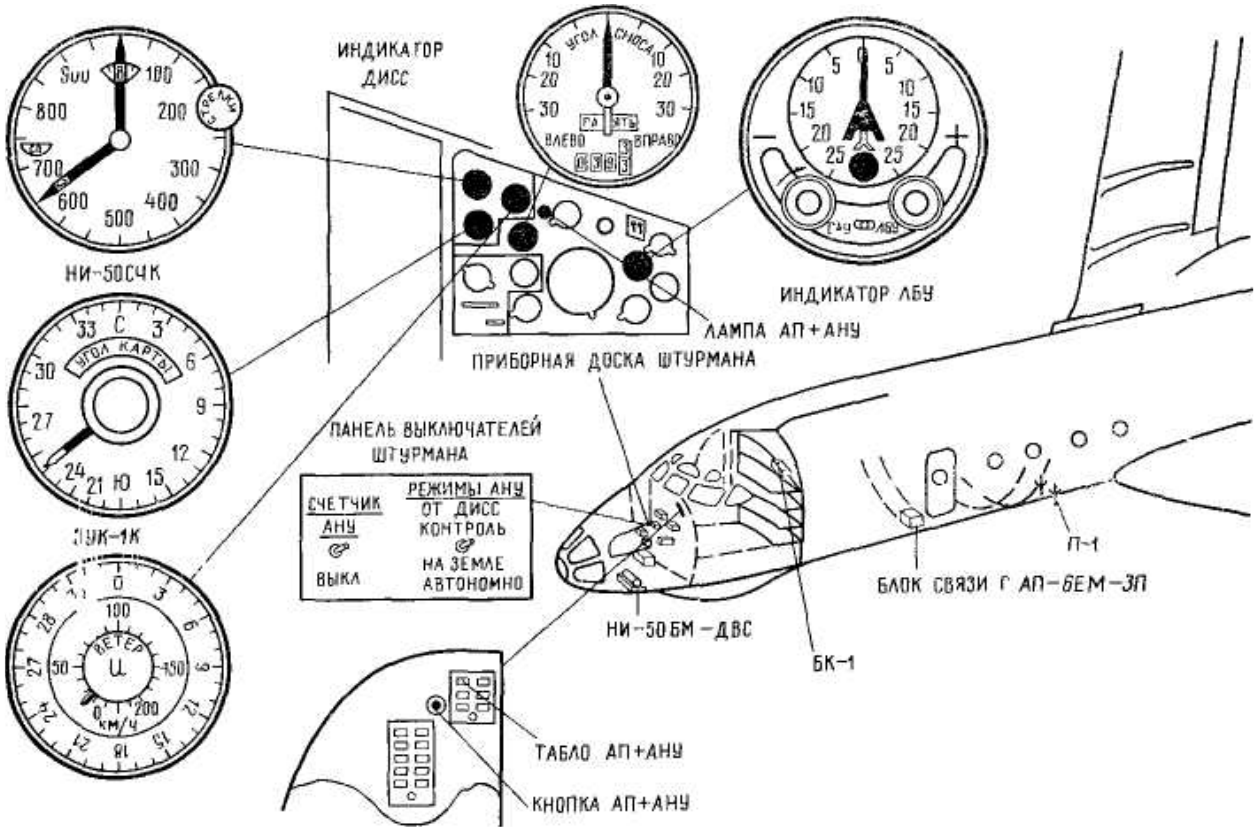


Рис. 22. Размещение элементов устройства АНУ-1К на самолете.

4. Принцип действия

Устройство АНУ-1К работает совместно с курсовой системой КС-8 и доплеровским измерителем путевой скорости и угла сноса ДИСС-013.

Для обеспечения непрерывного счисления пройденного самолетом пути необходимо просуммировать во времени (проинтегрировать) путевую скорость

$$S = \int_{t_1}^{t_2} W dt,$$

т. е. пройденный путь будет определен как произведение путевой скорости самолета W на время полета t, а именно, S=Wt.

Устройством АНУ-1К определяется пройденный самолетом путь в прямоугольной системе координат с произвольной ориентацией ее на карте. Для счисления пути необходимо величину вектора путевой скорости разложить по осям координат У и Х на две составляющие W_y и W_x, которые затем проинтегрировать и получить координаты местонахождения самолета:

$$S_y = W_y t \text{ и } S_x = W_x t.$$

В полете при Занесении на карту значений S_y и S_x в определенном масштабе по пересечению координат определяется местонахождение самолета на заданной линии пути.

Значение путевой скорости W определяется доплеровским измерителем скорости и угла сноса (ДИСС) или же получается в результате алгебраического суммирования значения истинной воздушной скорости V и значения скорости ветра U.

В зависимости от метода определения составляющих путевой скорости W устройство АНУ-1К может работать в одном из трех режимов: режиме работы с ДИСС-013; режиме «памяти» и автономном режиме.

В режиме ДИСС вектор путевой скорости W раскладывается по осям координат с учетом угла карты (УК), курса самолета К и угла сноса (УС) (см. рис. 21,6). Из треугольника NOM определяются уравнения:

$$W_y = W \cos(К - УК + УС);$$
$$W_x = W \sin(К - УК + УС).$$

При интегрировании значений составляющих W_y и W_x решаются уравнения:

$$S_y = W_y t;$$
$$S_x = W_x t.$$

При работе системы в режиме ДИСС, кроме счисления координат S_y и Sx производится вычисление и запоминание составляющих скорости ветра на электрических схемах памяти методом алгебраического суммирования составляющих путевой и истинной воздушной скорости:

$$U_{y п} = W_y - V_y,$$
$$U_{x п} = W_x - V_x.$$

Режим «п а м я т ь» включается автоматически при прекращении доплеровской информации от ДИСС. При этом значения составляющих путевой скорости W_y и W_x определяются методом алгебраического суммирования составляющих истинной воздушной скорости от ДВС и составляющих скорости ветра, заполненных на схемах «память»:

$$W_y = V_y \pm U_{yп},$$
$$W_x = V_x \pm U_{xп}.$$

Пройденный самолетом путь по осям У и Х прямоугольной системы координат определяется уравнениями

$$S_y = (V_y \pm U_{yп})t;$$
$$S_x = (V_x \pm U_{xп})t.$$

В автономном режиме составляющие путевой скорости вычисляются методом алгебраического суммирования составляющих истинной воздушной скорости V_y и V_x от ДВС и составляющих скорости ветра U_y и U_x от задатчика ветра ЗВ-1:

$$W_y = V_y \pm U_y;$$
$$W_x = V_x \pm U_x.$$

Из треугольника АОЕ (рис. 23) находим следующие уравнения:

$$V_y = V \cos(К - УК);$$
$$V_x = V \sin(К - УК).$$

Из треугольника АВМ следуют уравнения:

$$U_y = U \cos(НВ - УК);$$
$$U_x = U \sin(НВ - УК),$$

где НВ — направление ветра (навигационный ветер), т. е. угол, отчисляемый от северного направления меридиана до направления вектора скорости ветра по часовой стрелке.

Составляющие путевой скорости определяются уравнениями

$$W_y = V \cos(К - УК) \pm U \cos(НВ - УК);$$
$$W_x = V \sin(К - УК) \pm U \sin(НВ - УК).$$

Путь, пройденный самолетом, определяется интегрированием составляющих путевой скорости:

$$S_y = [V \cos(К - УК) \pm U \cos(НВ - УК)]t;$$
$$S_x = [V \sin(К - УК) \pm U \sin(НВ - УК)]t.$$

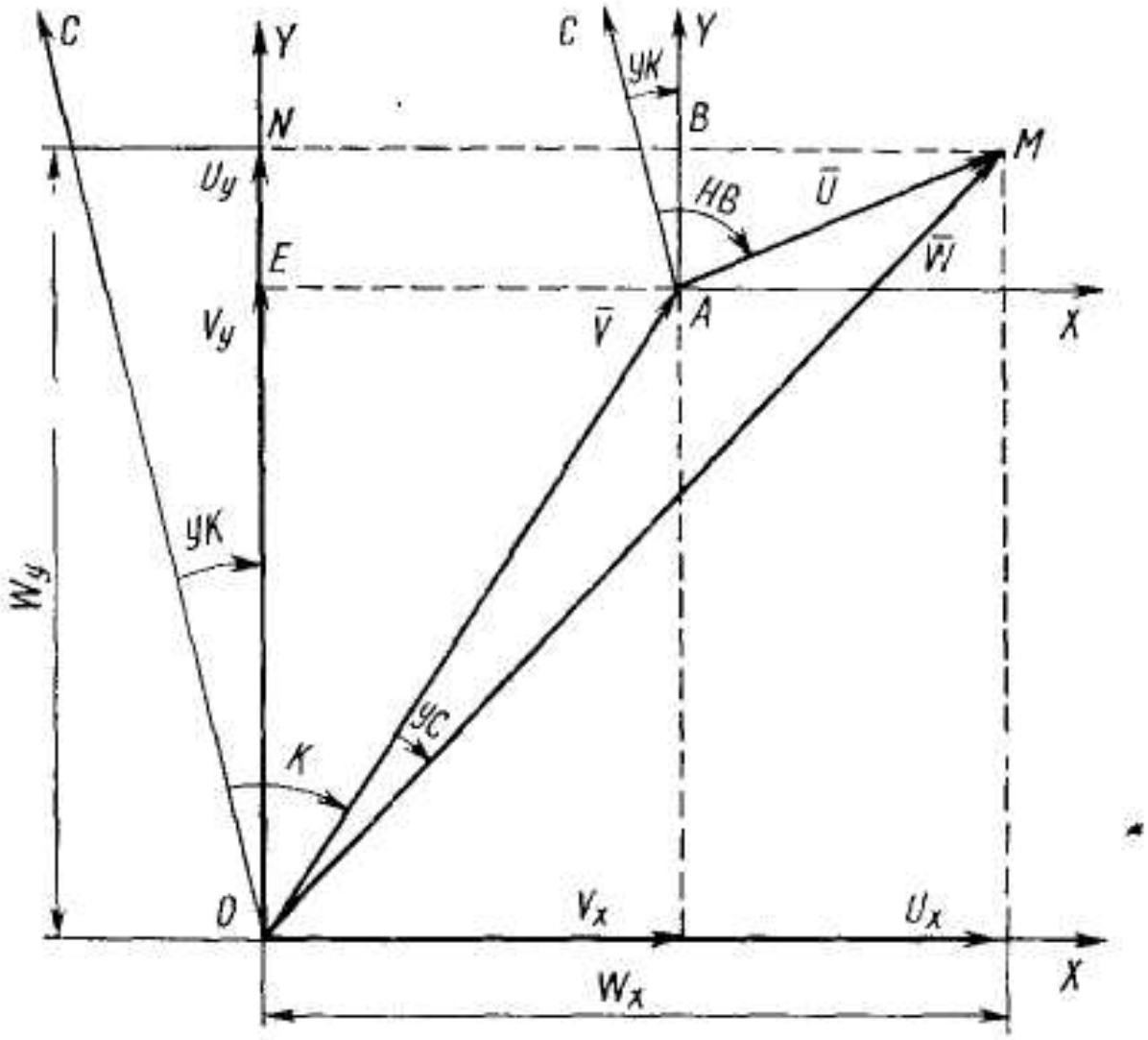


Рис. 23. К принципу действия устройства АНУ-1 К в режимах «Память» и «Автономно»

Сигналы, пропорциональные составляющим путевой скорости и определяемые различными методами в зависимости от режимов работы АНУ-1, подаются соответственно на интегрирующие двигатели счетчика координат, один из которых отрабатывает стрелку С, указывающую путь по ортодромии, другой— стрелку В, указывающую в километрах линейное боковое уклонение от ортодромии.

5. Функциональная схема и работа устройства в различных режимах

Режим ДИСС. Для обеспечения работы АНУ-1 К в режиме ДИСС переключатель режимов АНУ устанавливается в положение «от ДИСС» (рис. 24).

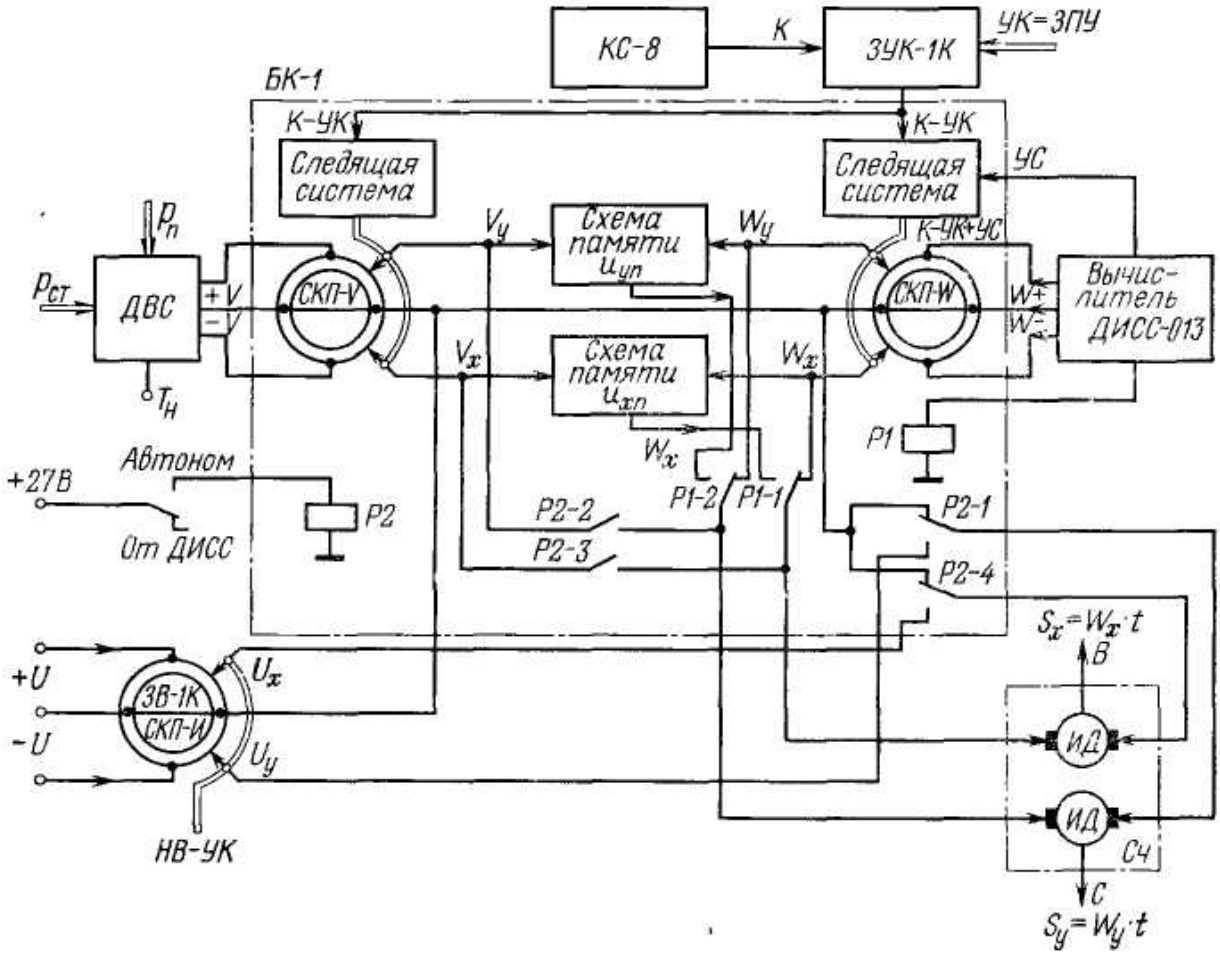


Рис. 24. Функциональная схема устройства АНУ-1К

Напряжение от вычислителя ДИСС через блок связи БС-1, пропорциональное путевой скорости W, подается для питания синусно-косинусного потенциометра СКП-W.

Кремальерой на задатчике угла карты ЗУК-1 вводится значение угла карты, равное заданному путевому углу УК-ЗПУ. Движение от кремальеры передается на ротор дифференциального сельсина ЗУК-1 К, который получает питание от указателя УШК курсовой системы КС-8. В результате в статоре дифференциального сельсина ЗУК-1 индуктируется сигнал, пропорциональный К-ЗПУ. Этот сигнал подается в схему отработки путевого угла К—ЗПУ + УС в блоке коммутации БК-1, в котором суммируется с сигналом угла сноса (УС). Сигнал К—ЗПУ + УС отрабатывается следящей системой, которая разворачивает щетки на синусно-косинусном потенциометре СКП-W на угол К—ЗПУ + УС.

Так как СКП-W получает питание напряжением, пропорциональным путевой скорости W, а его щетки развернуты на путевой угол К—ЗПУ-1-УС, то с потенциометра снимаются два сигнала, пропорциональные составляющим путевой скорости W_v и W_x, которые интегрируются двигателями ИД счетчика координат НИ 50СЧК, и решаются уравнения:

$$S_y = W_y t \text{ (стрелка } C\text{)};$$
$$S_x = W_x t \text{ (стрелка } B\text{)}.$$

Одновременно напряжения, пропорциональные составляющим путевой скорости W_y и W_x, от СПК-W подаются на две идентичные схемы «памяти», к которым одновременно подводятся напряжения V_v и V_x, пропорциональные составляющим истинной скорости.

Напряжения, пропорциональные V_y и V_x, вырабатываются на СКП-V, который получает питание напряжением, пропорциональным истинной воздушной скорости, а щетки его отрабатываются на угол К-ЗПУ. Со щеток СКП-V снимаются сигналы

$$\mathbf{V_y = V \cos (К\text{-}ЗПУ);\ V_X = V \sin (К\text{-}ЗПУ).}$$

На схемах «памяти» происходит алгебраическое суммирование сигналов составляющих путевой скорости W_y и W_x и сигналов составляющих истинной воздушной скорости V_y и V_x и вычисляются составляющие скорости ветра: $U_{yu}=W_y—V_y$; $U_{xn}=W_x—V_x$. Сигналы составляющих скорости ветра, запомненных на высоте полета, суммируются с сигналами составляющих истинной скорости от ДВС. Сигналы составляющих путевой скорости определяются по формулам

$$\mathbf{Wy=V_v \pm U_{Un};\ W_x = V_x \pm U_{xn}.}$$

Режим «память» включается автоматически контактами реле Р1 при прекращении доплеровской информации. Интегрирующие двигатели счетчика отключаются от СКП-W и подключаются к выходу схем «памяти». Двигатели интегрируют сигналы составляющих путевой скорости с блоков «памяти» и выдают значения координат самолета.

Продолжительно в режиме «память» работать нельзя, так как будет накапливаться ошибка в счислении координат самолета, которая зависит от изменения скорости, направления ветра, курса самолета и высоты полета. Поэтому при включении режима «память» через 20—30 мин нужно переключить работу АНУ-1К на автономный режим.

Автономный режим. Необходимо рукоятками на задатчике ветра ЗВ-1 ввести значения угла карты УК-ЗПУ, скорости ветра и направления ветра НВ. На ЗУК-1 установить УК-ЗПУ.

Переключатель режимов АНУ установить в положение «Авто-ном.». В блоке коммутации БК-1 срабатывает реле Р2, которое своими контактами подключает к интегрирующим двигателям счетчика напряжения V_y и V_x от СКП-V и напряжения U_y и U_x — от СКП-U задатчика ветра ЗВ-1. При этом происходит суммирование напряжений и вырабатываются сигналы $W_y=V_y \pm U_y$; $W_X=V_X \pm$ zzU_x- Эти сигналы интегрируются и выдается значение координат

$$\mathbf{Sy = (Vy \pm U_y)t;\ S_X=(V_X \pm U_X)L}$$

6. Устройство блоков

Задатчик углов карты ЗУК-1 К предназначен для формирования сигнала курса с учетом угла карты К-УК и ввода его в БК-1.

ЗУК-1 К представляет собой дифференциальный сельсин, к трем обмоткам ротора которого подводится сигнал текущего курса от УШК курсовой системы КС-8. Ротор дифференциального сельсина ЗУК-1 К связан с кремальерой, которой можно вводить угол карты УК=ЗПУ по шкале от 0 до 360° с ценой деления 2°. Если к ротору дифференциального сельсина подвести сигнал, пропорциональный курсу самолета К, и одновременно развернуть ротор на угол карты УК=ЗПУ, то в статоре сельсина индуктируется сигнал К-ЗПУ, который подается в БК-1.

Датчик воздушной скорости НИ-50БМ-ДВС предназначен для формирования сигнала истинной воздушной скорости (ИВС). Устройство и принцип действия датчика воздушной скорости НИ-50БМ-ДВС такие же, как и датчика критических углов ДКУ-6МР автомата АУАСП-15КР. Для вычисления значения истинной воздушной скорости, кроме значений полного p_a и статического рег давлений, подводится к датчику еще сигнал от приемников П-1, пропорциональный температуре наружного воздуха на данной высоте Тн- ИВС определяется по формуле

$$V_{ист} = K \sqrt{\frac{p_{дин}}{p_{ст}} T_H},$$

Сигнал, пропорциональный истинной воздушной скорости, подается в БК-1 для питания потенциометра СКП-V. Датчик воздушной скорости НП-50БМ-ДВС имеет шкалу от 200 до 1100 км/ч с ценой деления 50 км/ч.

Счетчик координат НИ-50СЧК выдает (шкала отградуирована от 0 до 1000 км, цена деления 10 км) ортодромические координаты с помощью двух стрелок: стрелка С (северная) определяет дальность по ортодромии; стрелка В (восточная)—боковое уклонение от ортодромии.

Стрелки устанавливаются в исходное положение с помощью кремальеры и в процессе работы перемещаются посредством интегрирующих двигателей. Вместе со стрелкой С перемещается относительно индекса дополнительная шкала, отградуированная от О до 5000 км, цена деления 500 км.

Вместе со стрелками в несколько раз быстрее вращаются контрольные индексы С я В, которые позволяют в полете судить о работоспособности устройства АНУ-1К.

Задатчик ветра ЗВ-1К предназначен для выработки значений-составляющих скорости ветра, которые в автономном режиме суммируются с составляющими истинной воздушной скорости от ДВС и формируют значение составляющих путевой скорости. Значения скорости ветра, направления ветра и угла карты вводятся вручную. Для ввода скорости ветра имеется рукоятка с надписью V и шкала от 0 до 200 км/ч. Рукоятка U связана со щетками двух потенциометров, с которых снимается напряжение для питания СПК-U.

Ввод навигационного направления ветра осуществляется рукояткой «6» по шкале, отградуированной от 0 до 360°, связанной со щетками СКП-U.

Ввод угла карты осуществляется поворотом шкалы направления ветра, отградуированного от 0 до 360° относительно индекса УК-Движение от этой шкалы ни к каким элементам ЗВ-1К не передастся.

Порядок установки параметров ветра следующий: сначала установить угол карты поворотом шкалы относительно индекса «УК», поворотом рукоятки «б» установить НВ, затем рукояткой U установить значение скорости ветра. Щетки СКП-U окажутся развернутыми на угол НВ—УК и с СКП-U снимется напряжение, пропорциональное U_y=U-cos (НВ—УК) и U_V=Usin (НВ—УК).

Блок коммутации БК-1 служит для объединения всех агрегатов устройства АНУ-1 в единую схему и переключения его режимов работы. В блоке размещены счетно-решающие, коммутационные и вспомогательные элементы. Основные узлы блока следующие:

— узел отработки курса;
— узел отработки путевого угла;
— узел отработки истинной воздушной скорости;
— узел отработки путевой скорости;
— узлы «памяти» составляющих ветра;
— узел стабилизации питания потенциометров счетно-решающих схем.

Переключение режимов работы осуществляется с помощью двух реле Р1, Р2. Реле Р1 срабатывает по сигналу +27 В от ДИСС при исчезновении доплеровский информации и переключает работу АНУ-1 К из режима ДИСС па режим «Память». Реле Р2 срабатывает при включении автономного режима.

На передней панели блока БК-1 расположены:

— клеммы для контроля напряжения питания по постоянному и переменному току и измерения напряжений, пропорциональных составляющих путевой, истинной воздушной скорости и скорости ветра;
— три предохранителя — по постоянному току [/=27 В на 2 А, по переменному току U=115 В на 2А и U= 36 В на 3 А;
— потенциометры для регулировки масштабных коэффициентов.

Приемники температуры П-1 (2 шт.) служат для измерения температуры наружного воздуха в заторможенном потоке и вdода значения температуры в ДВС для вычисления истинной воздушной скорости. Приемники П-1 представляют собой термосопротивления из никелевой проволоки, которая изменяет в больших пределах свое сопротивление при изменении температуры наружного воздуха.

5.3. СОВМЕСТНАЯ РАБОТА УСТРОЙСТВА АНУ-1К С АВТОПИЛОТОМ АП-6ЕМ-ЗП

Для обеспечения автоматической стабилизации и управления самолетом на линии заданного пути (ЛЗП) автопилот АП-6ЕМ-ЗП имеет

связь с устройством АНУ-1 К. Устройство связи состоит из блока связи с автопилотом (блок 15) и индикатора бокового уклонения (блок 16). В устройстве связи формируется сигнал заданного крена γз, из сигнала Z бокового уклонения от ЛЗП и производной от бокового уклонения pZ (или Z), равной скорости бокового уклонения Wx при положении переключателя «Суша» или V_x при положении переключателя «Море» (рис. 25).

Если полет самолета происходит по ЛЗП, то сигналы pZ и Z равны нулю. Если под действием бокового возмущения самолет начнет уходить от ЛЗП, то появляется сигнал W_x=pZ, который вырабатывается в АНУ-1 К и подается на преобразователь в блок 15 и на интегрирующий контур в блок 16. Интегрирующий контур состоит из усилителя, двигатель - генератора (ДГ) и потенциометра П1, с которого снимается сигнал.

$$Z = \int_{t_1}^{t_2} W_x dt.$$

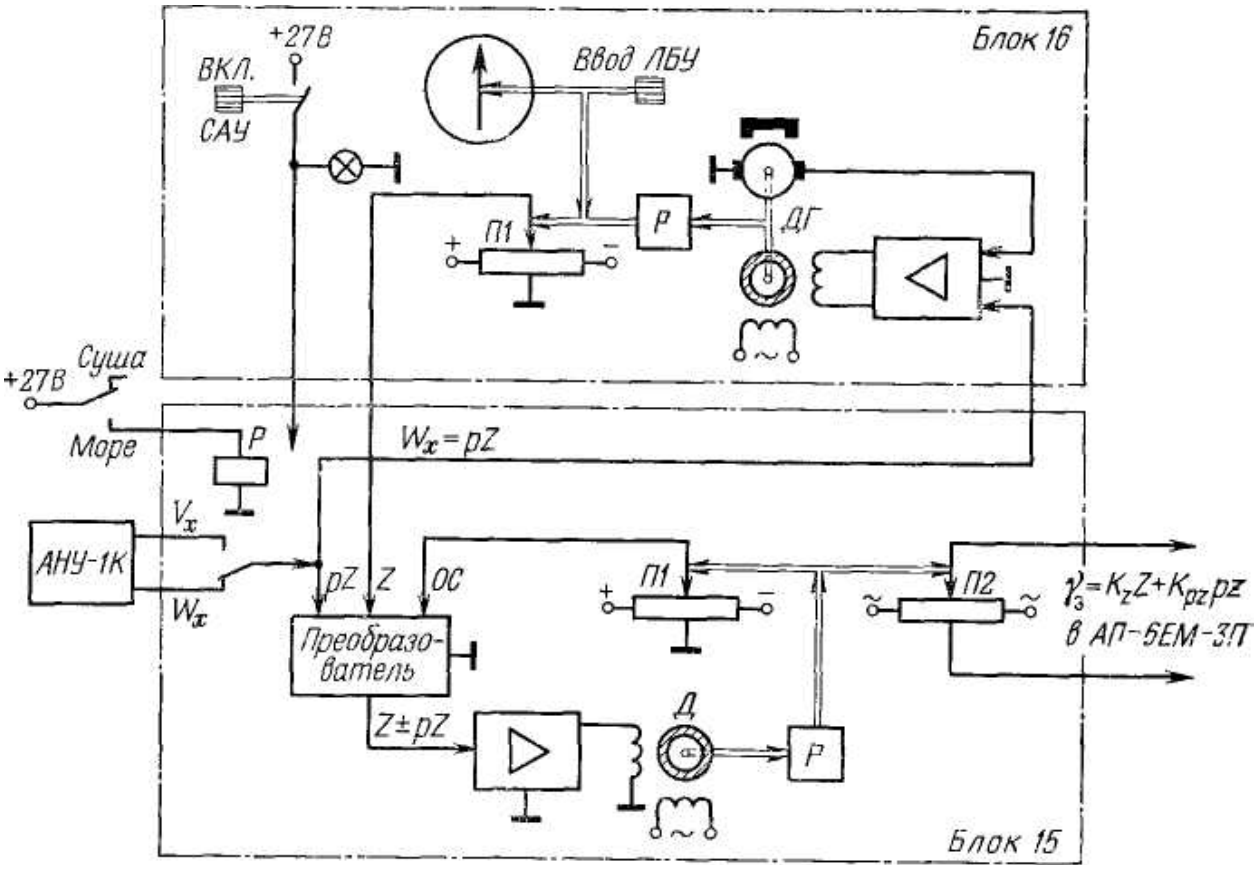


Рис. 25. Схема связи устройства АНУ-1К с автопилотом АП-6ЕМ-3П

Сигнал Z с потенциометра П1 блока 16 подается на преобразователь напряжения в блоке 15, где суммируется с сигналом pZ. Сигнал Z+pZ через усилитель подается на двигатель, который отрабывает щетку потенциометра П1 обратной связи до компенсации сигнала на входе преобразователя и щетку потенциометра П2, е которого снимается сигнал заданного крена y_3=KzZ + KpzPZ в боковой канал автопилота АП-6ЕМ-3П. Сигнал y_3 в автопилоте сравнивается с сигналом текущего крена от гировертикали ЦГВ-

4, при этом вырабатываются сигнал команды, под действием которого рулевые машины автопилота отклоняют рулевые поверхности самолета и заставляют самолет по оптимальной траектории вернуться на ЛЗП. Сигналы Z и pZ, а, следовательно, и сигнал y_a уменьшаются до нуля. Автопилот выводит самолет в прямолинейный полет по ЛЗП с углом сноса, компенсирующим действие бокового возмущения.

Кроме стабилизации полета по ЛЗП в автоматическом режиме, можно выводить самолет на новую ЛЗП с учетом или без учета линейного упреждения разворота (ЛУР), а также выводить самолет на заданную или параллельную линию пути. В этих случаях величина заданного бокового уклонения Z а, следовательно, и сигнал заданного крена y_3 задаются вручную кремальерой «Ввод ЛБУ» на блоке 16, связанной с силуэтом самолета и щеткой потенциометра П1.

5.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ ДИСС-013-134 (НАС-1А6К)

Предполетная проверка и подготовка системы ДИСС-013-134 выполняется штурманом совместно с пилотом. Предварительно проверяется работоспособность курсовой системы КС-8 и автопилота АП-6ЕМ-ЗП. Проверка системы ДИСС-013-134 заключается в проверке работоспособности устройства АНУ-1К и устройства связи АНУ-1К с автопилотом АП-6ЕМ-ЗП.

Работоспособность АНУ-1К проверяется в режиме ДИСС и в режиме «Автономно». В режиме ДИСС одновременно проверяется и работоспособность ДИСС-013. Проверка осуществляется следующим образом:

1. Для включения режима ДИСС необходимо на индикаторе путевой скорости и угла сноса установить переключатель «Р—К» (Работа — Контроль) в положение «К», переключатель «Суша — Море» в положение «Суша».

Включить на электрощитке штурмана АЗС-20 «ДИСС-АНУ». На индикаторе ДИСС должна загореться, а через минуту погаснуть зеленая лампа с надписью «П» (память). Через 3 мин показания путевой скорости должны быть в пределах 700+20 км/ч и угла сноса ... 0+1,5°.

Переключатель режимов АНУ установить в положение «Контроль на земле».

На ЗУК-1К ввести угол карты, равный значению курса по указателю УШК курсовой системы КС-8. Включить выключатель «.Счетчик АНУ», при этом на счетчике координат контрольный индекс «С» должен вращаться против часовой стрелки, а индекс «В» быть неподвижен.

Изменить угол карты па $90^э$ в сторону уменьшения. Индекс «С» неподвижен; индекс «В» должен вращаться против часовой стрелки. При установке угла карты, отличающегося от курса на 45°, вращаются оба индекса.

2. Для включения режима «автономно» переключатель режимов АНУ установить в положение «Автономно». На задатчике ветра ЗВ-1К установить максимальную скорость ветра U=200 км/ч, значение угла карты и направления ветра, равное значению курса по указателю УШК. Контрольный индекс «С» вращается против часовой стрелки, индекс «В» неподвижен.

Изменить направление ветра на 90° в сторону увеличения, индекс «В» вращается против часовой стрелки, индекс «С» неподвижен.

3. Проверить прохождение в автопилот и отработку сигнала от индикатора бокового уклонения (блок 16/2 сер. 01). Для этого на индикаторе бокового уклонения рукояткой «Ввод ЛБУ» установить значение ЛБУ=0, а рукоятку «Вкл. САУ» повернуть по часовой стрелке до упора. Нажать кнопку «АП + АНУ», при этом блок связи автопилота с курсовой системой БС-КС переводится в режим согласования, а к автопилоту подключается потенциометр сигнала v, блока 15, загораются лампочки «АП + АНУ» на приборной доске первого пилота, штурмана и на индикаторе бокового уклонения.

Рукояткой «Ввод ЛБУ» установить боковое уклонение не менее + 2 км (—2 км), штурвал при этом должен отклониться влево (вправо), педали (левая, правая)—вперед. Установить нулевое значение боковою уклонения — штурвал и педали должны вернуться в исходное положение.

4. Проверить прохождение в автопилот и отработку сигнала от ЗУК-1К- Для этого необходимо на ЗУК-1К установить угол карты меньше или больше чем на 12° показаний указателя штурмана УШК. При этом штурвал должен отклониться влево (вправо), левая (правая) педаль — вперед, стрелка на индикаторе бокового уклонения переместиться вправо (влево). Установить на ЗУК-1К УГОЛ карты, равный показанию УШК, штурвал и педали должны вернуться в исходное положение.

5. Проверить способы отключения устройства связи АНУ-1К с автопилотом АП-6ЕМ-ЗП. Для этого повернуть рукоятку «Вкл. САУ» на индикаторе бокового уклонения против часовой стрелки; нажать рукоятку «Разворот» на пульте управления автопилотом; нажать кнопку-лампу «Курс» на пульте управления автопилотом, нажать рукоятку «Задатчик курса» на пульте управления курсовой системы.

Во всех случаях устройство связи АНУ-1К с автопилотом АП-6ЕМ-ЗП отключается, автопилот переходит на режим стабилизации курса, гаснут зеленые лампочки «АП + АНУ» на приборной доске первого пилота, штурмана и на указателе бокового уклонения. После каждого отключения включение устройства связи производится в обычном порядке.

После проверки все органы управления ДИСС-013-134 установить в исходное положение:

— на индикаторе путевой скорости и угла сноса левый переключатель в положение «Р» (Работа), правый в положение «Суша» или «Море»;

— переключатель режимов работы АНУ в положение «от ДИСС»;

— выключатель «Счетчик АНУ» в положение «Выключено», а стрелки счетчика координат в нужное положение.

В полете на высоте более 10 м и при скорости более 180 км/ч система ДИСС-013 точно выдает значение путевой скорости и угла сноса.

Основным режимом работы системы ДИСС-013-134 является режим «от ДИСС», который обеспечивает более точное счисление пути и требует меньшей штурманской подготовки. Автономный режим является резервным и практически используется при длительных отказах доплеровского вычислителя. При кренах самолета более 20° устройство АНУ-1К переходит в режим «Память», который можно использовать до 20 мин.

Для включения системы ДИСС-013-134 необходимо включить ДИСС и подготовить к работе устройство АНУ-1К; переключатель режимов АНУ поставить в положение «от ДИСС»; стрелки счетчика координат — в нужное положение. Произвести выставку КС-8 по магнитному курсу точки коррекции, после чего, для обеспечения счисления текущих координат самолета в ортодромической системе координат, перевести КС-8 на работу в режиме ГПК.

При выходе самолета на ИПМ (КО) установить на ЗУК-1К угол карты УК-ЗПУ, т. е. расчетный курс следования с учетом сноса, включить выключатель «Счетчик АНУ». На индикаторе бокового уклонения рукояткой «Ввод ЛБУ» силуэт самолета установить на «0» и повернуть рукоятку «Вкл. САУ» по часовой стрелке. При включенном автопилоте нажать на кнопку «АП + АНУ» на приборной доске первого пилота —загораются лампы «АП + АНУ» в табло Т-6У2 первого пилота и штурмана. Автопилот начинает стабилизировать полет самолета по заданной линии пути и стрелка «В» счетчика координат удерживается на нуле.

Однако вследствие методических погрешностей счисления пути устройством АНУ-1К, погрешности в определении курса и выставки ЗПУ на ЗУК-1К самолет может уклониться от ЛЗП при положении стрелки «В» счетчика координат на нуле. Поэтому при включенной системе ДИСС-013-134 штурман обязан контролировать достоверность показания счетчика координат другими средствами самолетовождения.

Неисправности АНУ-1К	Действия экипажа
Шкала датчика НИ-50БМ-ДВС не «следит» за скоростью самолета, контрольные индексы счетчика координат не вращаются	Заменить предохранитель по постоянному току на 2 А в блоке БК-1
Шкала датчика НИ-50БМ-ДВС не «следит» за скоростью самолета, контрольные индексы счетчика координат вращаются	Заменить предохранитель по переменному току $U=36$ В на 3 А в блоке БК-1
Шкала датчика НИ-50БМ-ДВС отрабатывается на максимальное значение	Обрыв в цепи приемника температуры наружного воздуха П-1, поэтому АНУ-1К использовать только в режиме ДИСС в прямолинейном полете
Показания счетчика в режиме ДИСС неправильные, при развороте самолета скорость отработки контрольных индексов «С» и «В» не изменяется	Заменить предохранитель по переменному току $U=115$ В на 2 А в блоке БК-1
Показания счетчика координат при работе как в режиме ДИСС, так и в автономном режиме неверные	Нарушена регулировка масштаба выходных сигналов путевой и истинной воздушной скорости в блоке БК-1

ГЛАВА 6
БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЗАХОДОМ НА ПОСАДКУ БСУ-ЗП

6.1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ СИСТЕМЫ БСУ-ЗП

Бортовая система управления заходом на посадку предназначена для повышения эффективности использования самолета, облегчения труда экипажа, обеспечения регулярности рейсов, повышения безопасности полетов путем автоматизации управления самолетом.

Система БСУ-ЗП обеспечивает:

— стабилизацию самолета и его управление на всех эксплуатационных режимах полета, начиная с высоты 400 м;

— автоматическое самолетовождение по траекториям, задаваемым радиотехнической системой ближней навигации VOR или навигационной автоматической системой ДИСС-013-134;

— автоматическое или директорное управление заходом на посадку по сигналам радиотехнических систем СП-50М и ILS, соответствующих требованиям I категории ИКАО (метеорологический минимум 60Х800 м).

Система БСУ-ЗП состоит из следующих составных частей'

— пилотажно-навигационной системы «Путь-4МПА-1К»;

— автопилота АП-6ЕМ-ЗП;

— автомата триммирования АТ-2.

Для контроля исправной работы каждая составная часть имеет элементы встроенного контроля, которые в составе БСУ-ЗП образуют систему автоматического контроля и сигнализации — систему безопасности.

6.2. ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Высотность..... до 15 000 м
Диапазон приборных скоростей..... 240-600 км/ч
Температурный диапазон работы..... от +50 до —60° С
Питание от сети:
— постоянного тока..... 27±2,7 В
— трехфазного тока..... 36+1,8 В, 400±8 Гц
Потребляемая мощность от сети постоянного тока …….. не более 450 Вт
В том числе:
— автопилотом АП-6ЕМ-ЗП..... 300 Вт
— системой «Путь-4МПА»..... 100 Вт
— автоматом триммирования АТ-2..... 50 Вт

Потребляемая мощность от сети переменного тока …….. не более 500 ВА
В том числе:
— автопилотом АП-6ЕМ-ЗП..... 250 В А
— системой «Путь-4МПА»..... 200 В А
— автоматом триммирования АТ-2..... 50 В А
Точность стабилизации самолета автопилотом относительно центра масс: по курсу (без погрешности КС)..... ±0,5°
— по крену..... ±1°
— по тангажу..... ±0,5°
— по высоте.....±25 м
Точность вывода самолета на траекторию посадки системами СП-50М, ILS в районе ближней приводной радиостанции
— по курсу..... ±30 м
— по глиссаде..... ±7,5 м
Точность стабилизации самолета на заданной траектории радиомаяков ближней навигации VOR при углах сноса до 25" и на удалениях 25—280 км от маяка . . не хуже +3 км

6.3. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА «ПУТЬ-4МПА-1К»

1. Общие сведения

Система «Путь-4МПА-1К» предназначена для облегчения управления самолетом при стабилизации его центра масс на жесткой пространственной траектории или при выходе на нее.

Пилотирование самолета на маршруте и при заходе на посадку сводится к стабилизации его центра масс на некоторой заданной траектории. К таким траекториям относят равносигнальные зоны курса и глиссады системы посадки, траектории, задаваемые маяками VOR.

Трудность пилотирования самолета по заданной траектории с помощью обычных приборов состоит в том, что для удержания центра масс самолета на этой траектории летчик должен получать информацию от нескольких приборов, мгновенно анализировать эту информацию и на основании анализа принимать решение, как управлять самолетом, чтобы его центр масс двигался по заданной траектории или выходил на нее оптимальным образом. В этом случае летчик выполняет роль счетно-решающего устройства по сбору и обработке информации о положении самолета в пространстве относительно заданной траектории.

В системе «Путь-4МПА-1К» информация собирается и обрабатывается вычислительным устройством. Обработанная информация выдается летчику в готовом виде, как команда на управление самолетом, т. е. указатели системы «Путь-4МПА-1К» показывают в каждый момент времени, как надо

управлять самолетом для его движения по заданной траектории. В результате пилотирование самолета с помощью системы «Путь-4МПА-1К» упрощается и сводится к удержанию командных стрелок в среднем положении.

Система «Путь-4МПА-1К» имеет два канала — боковой и продольный. Боковой канал служит для управления движением самолета в горизонтальной плоскости, а продольный — в вертикальной плоскости. Система «Путь-4МПА-1К» может использоваться как в директорном, так и в автоматическом режиме. В первом случае летчик вручную управляет самолетом по командам по крену $\delta_к$ и по тангажу $\delta_г$. Во втором случае команды подаются в автопилот и управление самолетом на заданной траектории становится автоматическим (рис. 26).

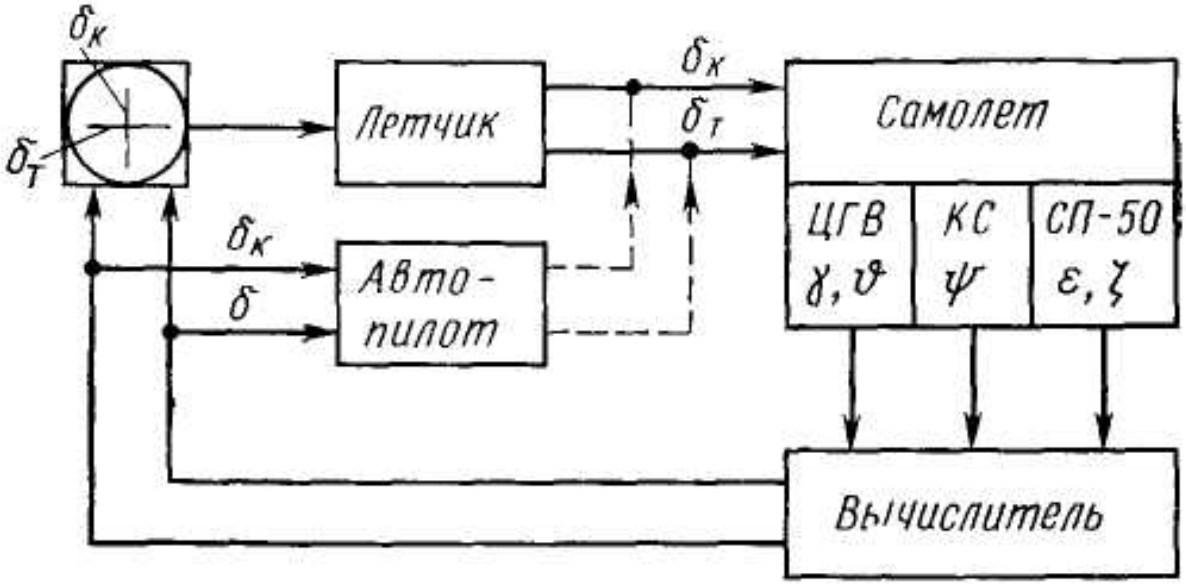


Рис. 26. Структурная схема директорного и автоматического управления.

2. Назначение

Система «Путь-МПА-1К» обеспечивает:

— индикацию основных навигационно-пилотажных параметров положения самолета в пространстве на указателях ПП-1ПМК и НКП-4К;

— формирование и индикацию сигналов-команд на управление самолетом по крену и тангажу в режимах навигации и посадки;

— выдачу сигнализации об отказах в системе «Путь-4МПА-1К» и радиотехнических средствах-

3. Комплект и размещение

На самолете установлены два равноценных полукомплекта системы «Путь-4МПА-1К» — левый и правый.

Пилотажный прибор ПП-1ПМК.....	2 шт.
Навигационный курсовой прибор НКП-4К.....	2 шт.

Указатели расположены на приборных досках пилотов.

Вычислитель В-12.....	2 шт.
Усилитель У-20Н.....	2 шт.
Блок-реле БР-46А.....	2 шт.
Блок комбинированный БК-5.....	1 шт.
Блок комбинированный БК-6.....	1 шт.

Блоки 3, 4, 5, 6, 7 расположены на этажерке радиооборудования.

Блок связи с автопилотом БС-3..... 1 шт.
Расположен в первом техническом отсеке между шп. № 18 и 19.

4. Индикация пилотажно-навигационных параметров

Навигационный курсовой прибор НКП-4К имеет индикацию «Вид с самолета на землю».

На НКП-4К индицируются (рис. 27,а):

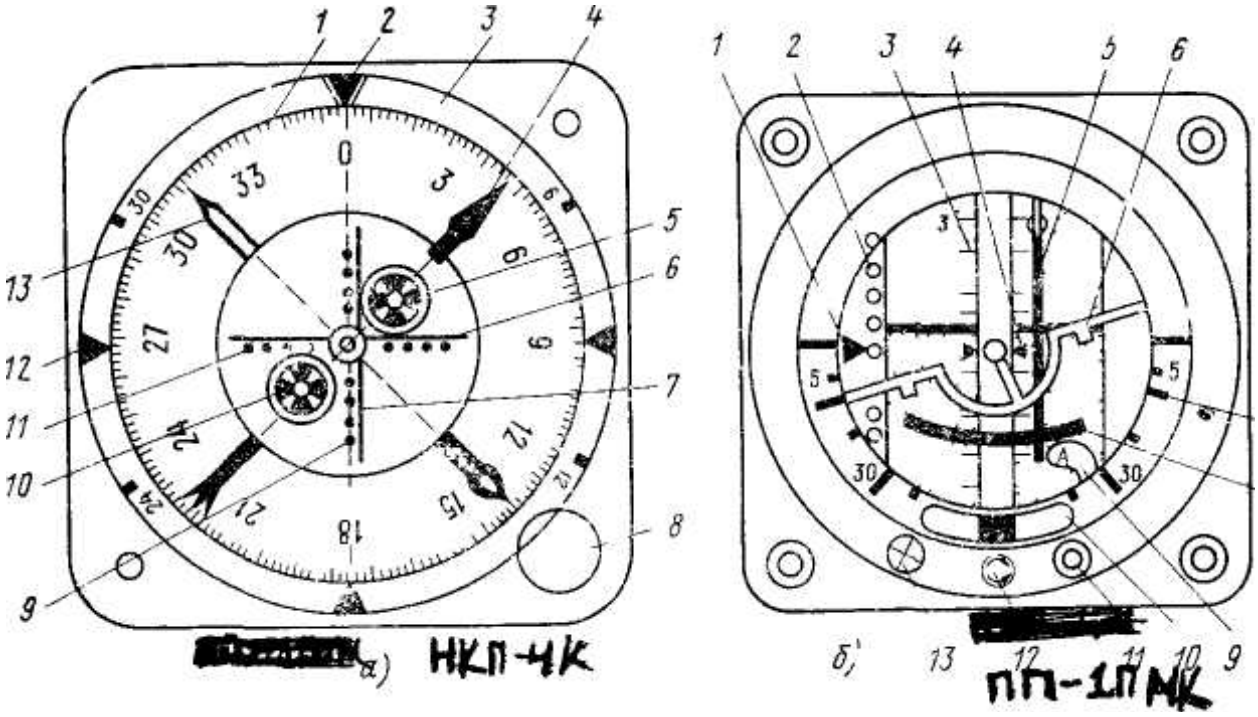


Рис 27 Индикация пилотажно-навигационных параметров по ПП 1ПМК и НКП4К.

— ψ текущее значение магнитного, истинного или ортодромического курса самолета по внутренней шкале против индекса 2 на корпусе прибора. Шкала отградуирована от 0 до 360°, цена деления 2°,

— КУР № 1—текущее значение курсового угла первой радиостанции узкой стрелкой 4 по внешней шкале 3,

— ПР — текущее значение магнитного, истинного или ортодромического пеленга радиостанции стрелкой 4 по курсовой шкале,

— ПС — текущее значение пеленга самолета по курсовой шкале обратным концом стрелки 4;

— ЗК или ЗПУ — стрелкой 13 по курсовой шкале. Устанавливается вращением кремальеры 8,

— $\varepsilon_к$ — положение самолета относительно равносигнальной зоны курса или ЛЗП стрелкой 7 по шкале из точек //;

— $\varepsilon_г$ — положение самолета относительно глиссады стрелкой 6 по шкале из точек 9;

бленкеры курса 5 и глиссады 10 сигнализируют исправность работы радиотехнических средств,

— три дополнительных неподвижных индекса 12 служат для удобства построения предпосадочного маневра

На пилотажном приборе ПП 1ПМК, индицируются (рис 27,6)'

— $\varepsilon_г$ — положение самолета относительно глиссады индексом / по шкале из точек 2;

— $б_к$ — команда на управление самолетом по крену стрелкой 5;

— $б_т$ — команда на управление самолетом по тангажу стрелкой 8;

— γ — текущее значение угла крена по шкале 7 против крыла силуэта самолета 6;

— θ — текущее значение угла тангажа по сферической шкале 3 относительно индекса 4,

— АГ — бленкер 9, выпадает на шкалу прибора при отказе центральной гировертикали ЦГВ-4; /

— наличие скольжения по указателю 10. На панели прибора ГШ-1ПМК установлены:

— кнопка 11 арретирования центральной гировертикали;

— кремальера 12 для установки начального угла тангажа;

— зеленая лампа 13 сигнализирует, к какому полукомплекту системы «Путь-4МПА» подключен автопилот.

5. Принцип действия системы по боковому каналу

Для вывода самолета по оптимальной траектории на ось ВПП и стабилизации его на ней необходимо измерять отклонение самолета от заданною курса посадки $\Delta\psi$ и отклонение центра масс самолета от равносигнальной зоны курса $\varepsilon_к$, совпадающей с осью ВПП.

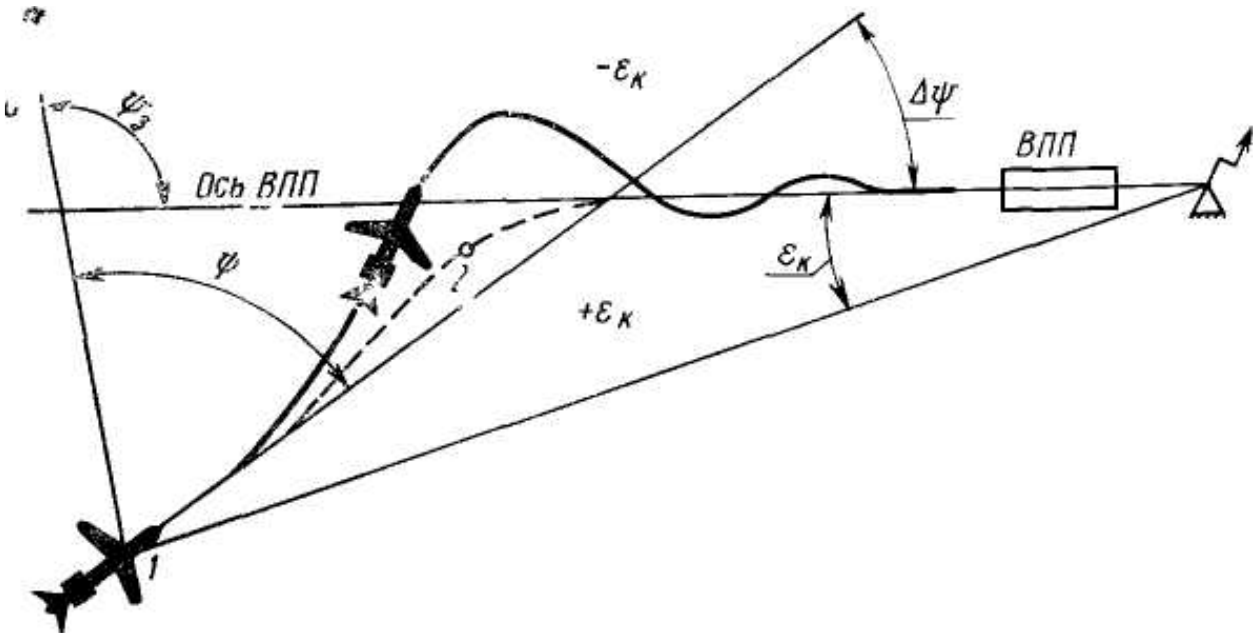


Рис. 28 К принципу действия бокового канала системы «Путь-4МПА-1К.

Сигналы $\Delta\psi$ и $\varepsilon_к$ подаются в вычислитель В-12, где из них формируется сигнал заданного угла крена γ_3, т. е. такого угла, который должен иметь самолет, чтобы с разворотом выходить на ось ВПП по оптимальной траектории. Заданный угол крена γ_3 сравнивается в усилителе У-20Н с фактическим креном у (рис. 28). Если фактический крен не равен заданному, то возникает команда по крену $\delta к=\gamma - \gamma_3$, которая индицируется на приборе ПП-1ПМК. Выполняя команду, летчик задает самолету крен, равный заданному.

Командная стрелка прибора ПП-1ПМ устанавливается в нулевое положение, а самолет движется по оптимальной траектории выхода на ось ВПП. По мере приближения к оси ВПП сигналы $\Delta\psi$ и $\varepsilon_к$ уменьшаются, что приводит к уменьшению заданного угла крена y_3. При этом истинный крен у становится больше заданного y_3 и возникает команда $\delta_К$ обратного знака, выполняя которую летчик уменьшает крен самолета. После выхода самолета на ось ВПП команда уменьшается до нуля.

Таким образом, в вычислителе В-12 системы «Путь-4МПА-1К» в любом положении самолета вычисляется оптимальная траектория его выхода на ось ВПП. Оптимальная траектория вычисляется в виде заданного угла крена и летчику в каждый момент времени указывается, как надо управлять самолетом, чтобы центр масс самолета перемещался по вычисленной траектории.

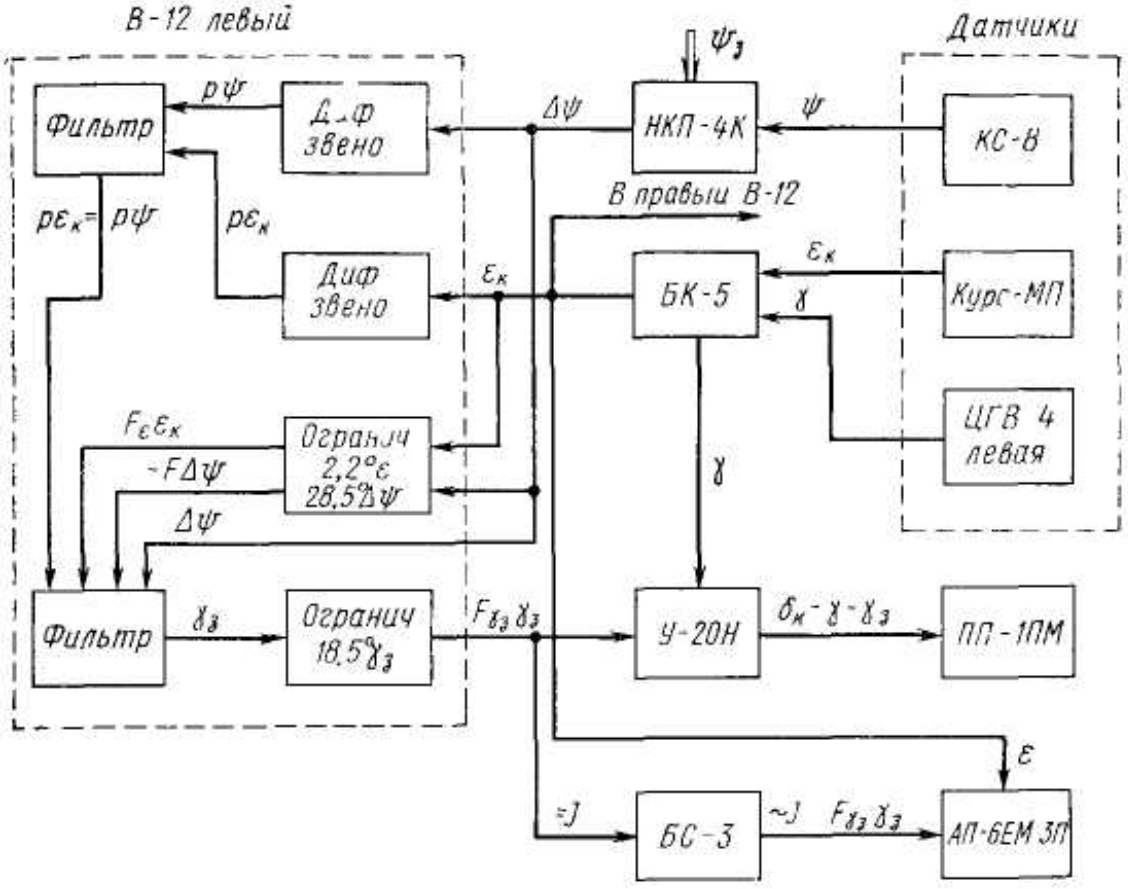


Рис. 29. Структурная схема бокового канала системы «Путь-4МПА-1К» (левый комплект).

Сигнал фактического крена снимается с ЦГВ-4. Сигнал заданного крена формируется в вычислителе В-12 путем алгебраического суммирования сигналов $\varepsilon_к$, $p\varepsilon_к$, $\Delta\psi$ и $p\psi$ с нужными порциями.

Сигнал $\varepsilon_к$ поступает с аппаратуры «Курс-МП». Полярность это-то сигнала зависит от направления, а величина — от величины углового отклонения самолета от оси ВПП (рис. 29). Если сигнал заданного крена $\gamma_з$ будет формироваться только из сигнала $\varepsilon_к$, то будет осуществляться пропорциональное управление, которое имеет следующие недостатки:

— недостаточная жесткость стабилизации самолета на заданной траектории, так как команда возникает после значительного отклонения самолета;

— выход самолета на заданную траекторию всегда сопровождается затухающими колебаниями относительно нее (на рис. 28 траектория показана сплошной линией).

Для устранения этих недостатков при формировании заданного крена, кроме сигнала $\varepsilon_к$ используется его производная $p\varepsilon_к$. Сигнал $p\varepsilon_к$ пропорционален скорости удаления (приближения) самолета к оси ВГШ и опережает основной сигнал $\varepsilon_к$. С удалением самолета от оси ВПП знак $p\varepsilon_к$ совпадает со знаком основного сигнала $\varepsilon_к$ а при приближении самолета — противоположен ему.

При отклонении самолета от оси ВПП из сигналов $\varepsilon_к$ и $p\varepsilon_к$ формируется сигнал заданного крена $\gamma_з$ и команда по крену $\delta_к$, после выполнения которой самолет начинает разворачиваться в сторону оси ВПП и приближается к ней. При этом возникает производная $p\varepsilon_к$ обратного знака, которая будет вычитаться из сигнала $\varepsilon_к$ С приближением к оси ВПП сигнал $\varepsilon_к$ уменьшается и в какой-то точке 2 (см. рис. 28) становится равным сигналу $p\varepsilon_к$. Происходит компенсация этих сигналов и сигнал заданного крена равен нулю. Самолет с нулевым креном приближается к оси ВПП. Сигнал $\varepsilon_к$ уменьшается и сигнал $p\varepsilon_к$ становится больше сигнала $\varepsilon_к$. Возникает заданный крен $\gamma_з$ и команда по крену $\delta_к$ обратного знака, выполняя которую летчик до выхода самолета на ось ВПП создает необходимый крен в противоположную сторону и самолет плавно вписывается в линию оси ВПП. Для уменьшения радиопомех сигналы ε и $p\varepsilon$ пропускаются через фильтр, который тем лучше подавляет помехи, чем больше его постоянная времени. Наличие фильтра приводит к запаздыванию по сигналу $\gamma_з$, а следовательно, и по команде $\delta_к$. Для компенсации запаздывания по сигналам $\gamma_з$ и $\delta_к$ вводится сигнал производной от курса $p\Psi$

Если сигнал $\gamma_з$ формировать только из сигналов ε, $p\varepsilon$ и $p\Psi$, то в точке четвертого разворота сигнал $\gamma_з$ будет иметь такой знак, что летчику будет выдана команда сделать крен и выполнить разворот и сторону, обратную направлению на ВПП. Для того чтобы устранить этот недостаток, вводится сигнал $\Delta\Psi$, который формируется в приборе НКП-4К из сигналов

текущего Ψ и заданного $\Psi_з$ курсов, и командная стрелка отклоняется правильно.

При заходе на посадку с боковым ветром самолет движется по оси ВПП с углом сноса. Наличие в законе управления сигнала $\Delta\Psi$ и этом случае вызывает статическую ошибку по сигналу команды $\delta_к$. Чтобы не- допустить возникновения ошибки, сигнал $\Delta\Psi$ ограничивается и имеет зону нечувствительности в пределах ±28,5°.

Закон формирования заданного крена $\gamma_з$ в общем виде имеет следующее выражение:

$$\gamma_з = K_{\varepsilon_к}\varepsilon_к + K_{p\varepsilon_к}p\varepsilon_к + K_{p\Psi}p\Psi + F_{\Delta\Psi}K_{\Delta\Psi}\Delta\Psi.$$

Для обеспечения утла подхода самолета ±28,5° сигнал $\varepsilon_к$ ограничивается в пределах ±2,2°.

Чтобы самолет при заходе на посадку не сделал крен больше допустимого, сигнал заданного крена $\gamma_з$ ограничивается в пределах ±18,5°. Сформированный в вычислителе сигнал заданного крена $\gamma_з$ подается в усилитель У-20Н, а также через блок связи БС-3 может подаваться в боковой канал автопилота АП-6ЕМ-ЗП. В усилителе У-20Н сигнал $\gamma_з$ сравнивается с сигналом текущего крена γ, замеренного гировертикалью ЦГВ-4, и формируется сигнал команды по боковому движению

$$\delta_к = K_\gamma(\gamma - \gamma_з).$$

Сигнал команды $\delta_к$ подастся на управление вертикальной командной стрелкой прибора ПП-1ПМ.

В режиме VOR так же, как и в режиме «Посадка», основным сигналом для формирования заданного крена является сигнал $\varepsilon_к$ отклонения от заданной линии пути, выдаваемый аппаратурой «Курс-МП». Сигнал $\Delta\psi$ в этом режиме используется вместо эквивалентного ему сигнала $p\varepsilon_к$- Наличие сигнала $\Delta\psi$ в законе управления может вызвать статическую ошибку, поэтому для его компенсации вводится сигнал угла сноса УС от системы ДИСС-013-134, и закон формирования $у_з$ в режиме VOR принимает следующий вид:

$$\gamma_з = K_{\varepsilon_к}\varepsilon_к + K_{\Delta\phi}\Delta\Psi - K_{УС}УС.$$

6. Принцип действия системы по продольному каналу

Для вывода самолета на глиссаду и стабилизации его на ней летчик использует показания авиагоризонта, нуль-прибора системы инструментальной посадки, указателя скорости, высотомера. На основании информации, получаемой от этих приборов, летчик управляет тангажом самолета так, чтобы центр масс самолета двигался по глиссаде. Такое управление требует от летчика большого напряжения. Использование вычислителя позволяет упростить управление.

Предположим, что под действием возмущения самолет отклонился вверх от глиссады на величину $\varepsilon_г$. В этом случае летчик должен изменить угол тангажа самолета в сторону пикирования (рис. 30).

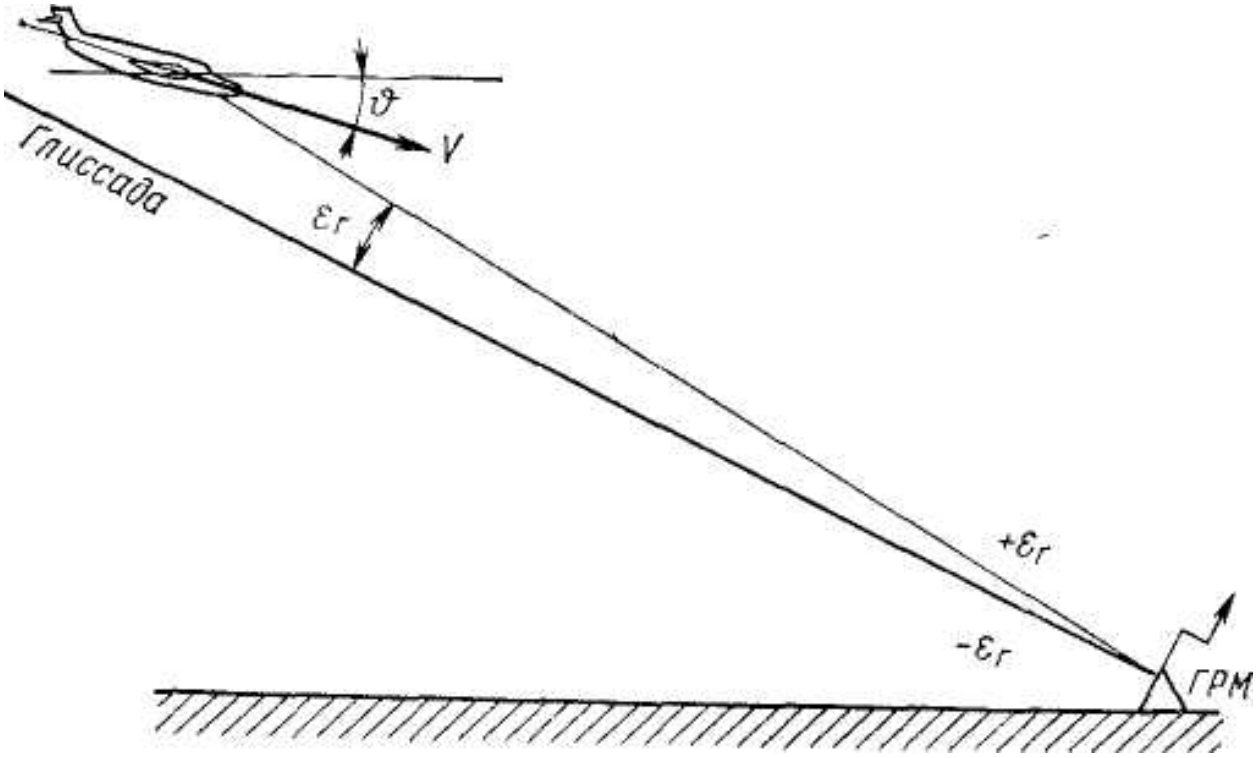


Рис. 30. К принципу действия продольного канала системы «Путь-4МПА-1К»

Таким образом, каждому отклонению $\varepsilon_г$ соответствует определенное значение тангажа θ. Вычислитель В-12 сравнивает сигналы отклонения от глиссады $\varepsilon_г$ и тангажа θ и вырабатывает команду на изменение тангажа:

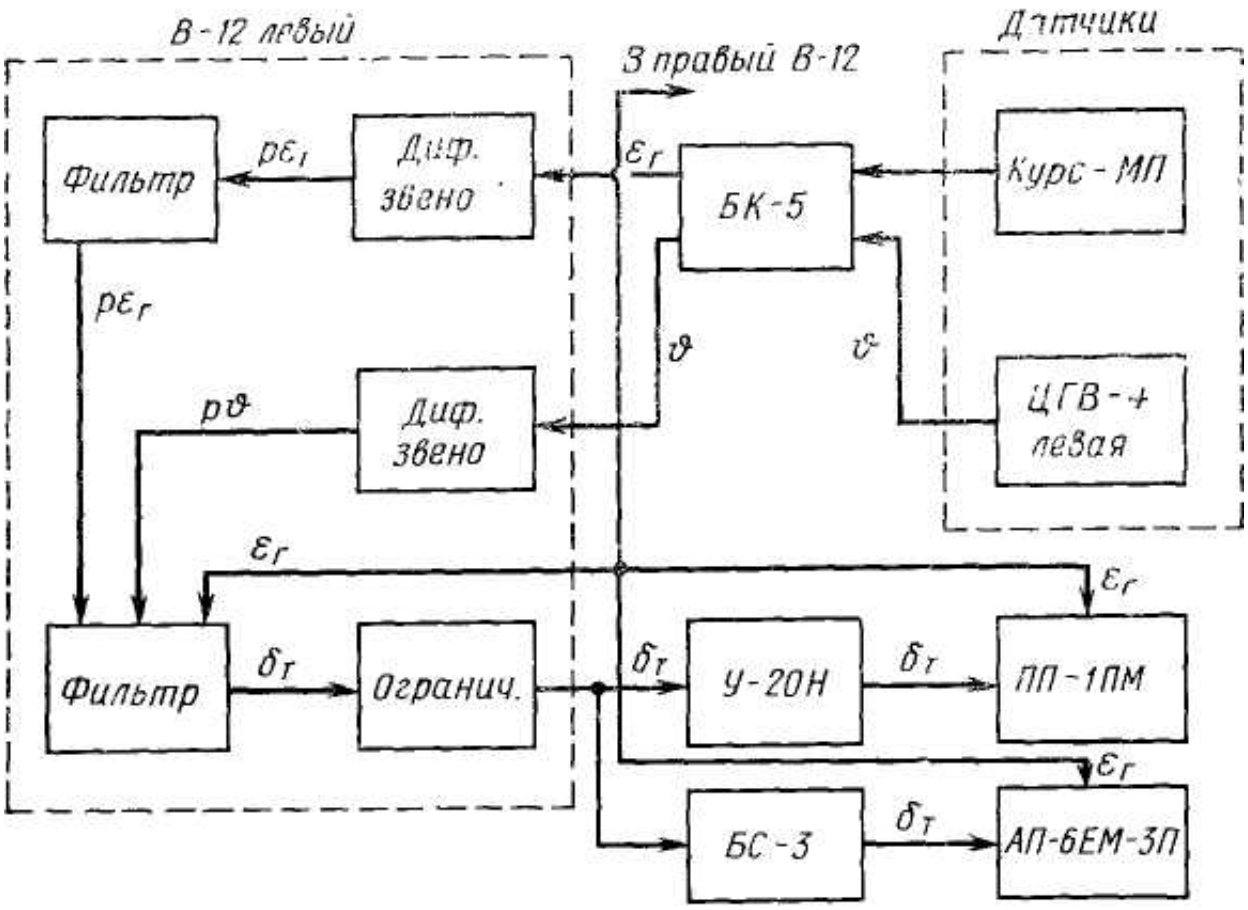
$$\delta_г = K_{\varepsilon_г}\varepsilon_г + K_\vartheta \vartheta.$$

Однако использование такого закона управления, в котором используется сигнал тангажа θ, приводит к возникновению статических ошибок и колебаниям самолета относительно глиссады.

Поэтому для устранения статических ошибок сигнал тангажа заменяется эквивалентным сигналом производной $p\varepsilon_к$, а для устранения колебаний самолета относительно глиссады вводится сигнал производной тангажа, и закон управления по продольному каналу принимает вид

$$\delta_г = K_{\varepsilon_г}\varepsilon_г + K_{p\varepsilon_г} p\varepsilon_г + K_{p\vartheta} p\vartheta.$$

Сигналы $p\varepsilon_к$ и $p\ \theta$ получаются из сигналов $\varepsilon_г$ от «КУРС-МП» и θ от ЦГВ-4 методом дифференцирования (рис. 31).



Для устранения радиопомех по сигналам $\varepsilon_К$ и $p\varepsilon_к$ в вычислителе В-12 применены фильтры. Сформированный сигнал команды по тангажу $\delta_Т$ через усилитель У-20Н управляет горизонтальной командной стрелкой прибора ПП-1ПМК, а также может через блок связи БС-3 вводится в автопилот АП-6ЕМ-3П.

7. Сигнализация неисправности системы

Так как в левый и правый полукомплекты системы «Путь-4МПА-1К» подаются одни и те же сигналы, то при исправной системе командные стрелки левого и правого приборов ПП-1ПМК отклоняются на одинаковые величины.

При неисправностях системы возникает рассогласование в отклонении командных стрелок; для выяснения неисправностей в боковом и продольном каналах используется блок БК-6. В этом блоке сравниваются сигналы команд $\delta_к$ и $\delta_т$ левого и правого полукомплектов системы. При рассогласовании командных стрелок более чем на 6+1,5 мм в блоке БК-6 срабатывают реле, которые своими контактами подключают напряжение +27 В на сигнальные лампочки «Путь боков.» или «Путь продольн.», которые сигнализируют об отказе соответствующего канала. Одновременно напряжение +27 В подается

в автопилот АП-6ЕМ-ЗП для перевода его каналов с режима автоматического полета по заданной траектории на другие режимы работы.

8. Блок связи БС-3

Блок связи БС-3 предназначен для связи системы «Путь-4МПА-К» с автопилотом АП-6ЕМ-ЗП. В блоке БС-3 сигналы постоянного тока $\gamma_з$ и команды по тангажу $\delta_т$, сформированные в вычислителе В-12, преобразуются в сигналы переменного тока. Преобразованные сигналы поступают в мостовые схемы автопилота и таким образом обеспечивается автоматическое управление заходом на посадку.

Управление блоком связи осуществляется выключателем СТУ, имеющем положения «Выкл.» и «Подг.», и кнопками-лампами «КУРС» и «ГЛИСС.» на пульте управления ПУ-16.

6.4. АВТОПИЛОТ ПА-6ЕМ-ЗП

1. Назначение

Автопилот АП-6ЕМ-ЗП является электрическим автоматическим регулятором и предназначен для стабилизации угловых координат крена, курса и тангажа. При включении корректора высоты КВ-11 автопилот стабилизирует заданную барометрическую высоту, при включении блока связи БС-3 — полет по равносигнальным зонам курса и глиссады или по линии заданного пути. При включении блока связи с системой ДИСС-013-134 с помощью автопилота выполняется автоматический выход самолета на очередной участок маршрута, автоматический полет по прямолинейному заданному маршруту, переход на новую линию пути, параллельную заданной.

С помощью рукояток «Спуск — Подъем» и «Разворот» пульта управления ПУ-16 можно через автопилот производить изменение высоты полета и координированные развороты.

2. Комплект и размещение

Центральная Гировертикаль ЦГВ-4 сер. 02.....	2 шт.
Корректор высоты КВ-11.....	2 шт.
Усилитель рулевых машин У сер. 02.....	1 шт.
Блок контроля БК-4 сер. 01.....	1 шт.
Блок связи с курсовой системой БС-КС сер. 02.....	1 шт.
Блок управления БУ-24 сер. 01.....	1 шт.
Амортизационная платформа ПА-4.....	1 шт.
Блок контроля гировертикалей БКГ-1.....	1 шт.
Блоки с 1 по 8 установлены в первом техническом отсеке, между шп. № 18—20.	
Блок демпфирующих гироскопов БДГ-10-1 сер. 02.....	1 шт.
Пульт управления ПУ-16. Расположен на верхнем щитке пилотов…	1 шт.
Кнопки быстрого отключения КБО. Установлены на штурвалам управления самолетом обоих пилотов.....	2 шт.

Датчик отклонения руля высоты ДОР-1. Установлен на левом кронштейне карданова подвеса руля высоты в обтекателе киля . . 1 шт.
Рулевая машина руля высоты 913-РМ (вар. 2)..... 1 шт.
Рулевая машина руля направления 913-РМ (вар. 1)..... 1 шт.
Установлена между шп. № 60 и 61 слева и справа от оси самолета.
Рулевая машина элеронов 913-РМ (вар. 1). Установлена в первом техническом отсеке между шп. № 20—21..... 1 шт.
Дополнительно к комплекту установлены:
— лампы сигнализации отказа «АП бок.», «АП прод.» «ЦГВ»;
— лампы «КВ» сигнализации включения режима стабилизации барометрической высоты;
— лгмпы «Курс» и «Глисс.» сигнализации «захвата» курсового и глиссадного радиомаяков. Расположены на приборных досках пилотов в табло Т-10У2 и Т-6У2;
— кнопка «Контроль БСУ»; переключатель ЦГВ. Расположены на верхнем электрощитке пилотов

3. Общая характеристика

Автопилот состоит из каналов курса (направления), крена (элеронов) и тангажа (высоты), каждый из которых является отдельным регулятором.

Каналы курса и крена имеют жесткую внутреннюю обратную связь и являются статическими регуляторами. Они составляют боковой канал, предназначенный для управления самолетом в горизонтальной плоскости.

Канал тангажа имеет изодромную внутреннюю обратную связь, которая при действии кратковременных возмущений ведет себя как жесткая, а при постоянных возмущениях — как гибкая обратная связь. Благодаря применению изодромных обратных связей канал тангажа является астатическим регулятором. Он составляет продольный канал, управляющий самолетом в вертикальной плоскости.

Между каналами автопилота имеются перекрестные связи, благодаря которым управление самолетом осуществляется координирование с помощью всех трех рулей.

Перекрестная связь между каналами крена и тангажа предназначена для отклонения руля высоты вверх как при левом, так и при правом крене. Вследствие этого увеличивается угол атаки и парируется стремление самолета к потере высоты при крене.

Перекрестная связь между каналами крена и курса предназначена для отклонения руля направления при кренах в сторону, противоположную крену. Таким образом устраняется скольжения самолета на крыло при кренах.

Перекрестная связь из канала курса в канал крена предназначена для накренения самолета в сторону заданного курса при отклонениях от него. Это позволяет ликвидировать отклонение самолета от заданного курса не только за счет боковой силы скольжения, вызываемой отклонением руля направления, но и за счет боковой силы, возникающей при крене. В результате уменьшается время выхода самолета на заданный курс.

3. Принцип действия

Суммирование сигналов в каналах автопилота производится потенциометрами. Основной частью схемы суммирования является главный мост, который в канале тангажа образован потенциометром П4 ЦГВ и потенциометром обратной связи на рулевой машине руля высоты (рис. 32).

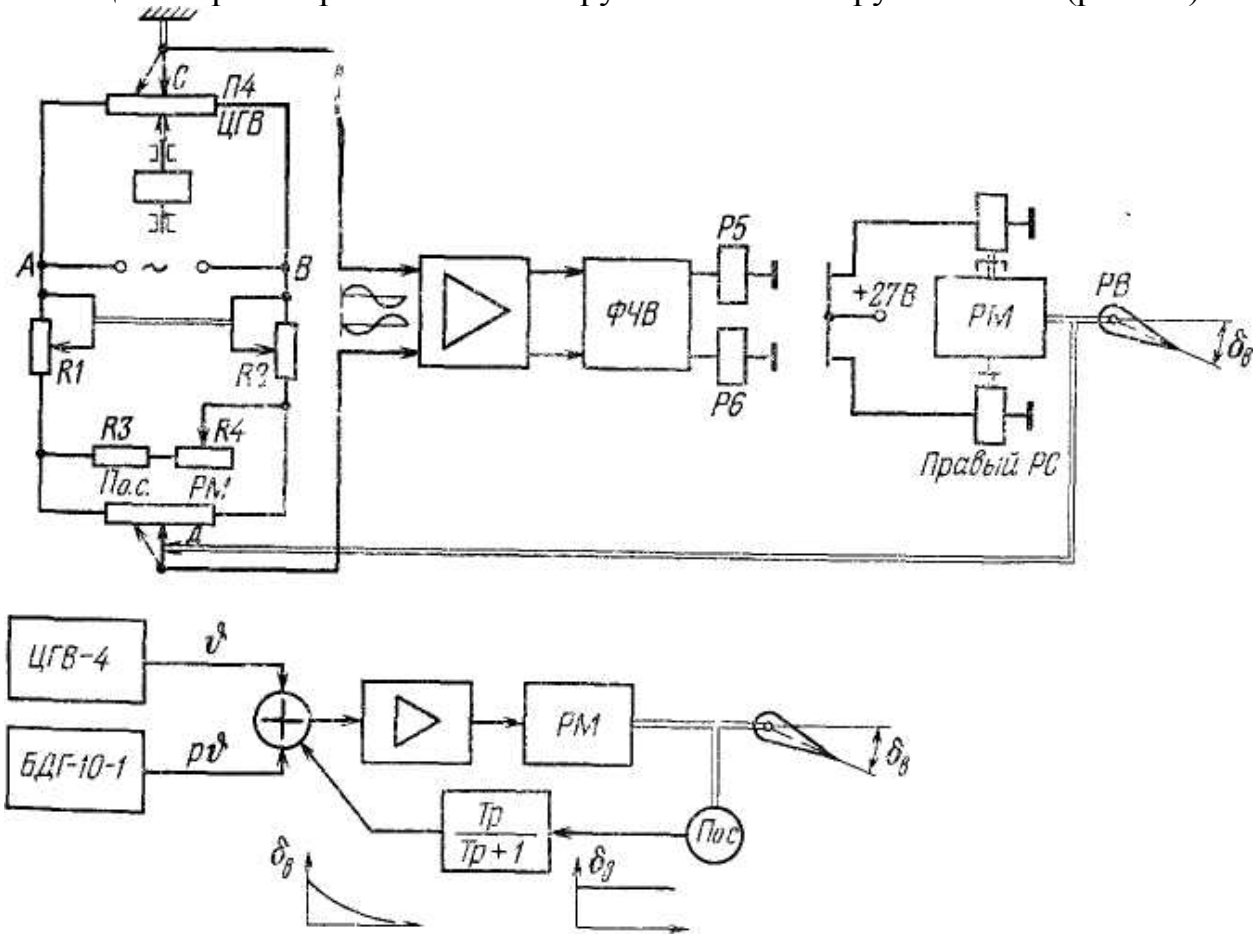


Рис. 32. К принципу действия автопилота

В горизонтальном полете мост согласован, т. е. $R_{AC} \cdot R_{BD} = R_{BC} \cdot R_{AD}$. Сигнал на усилитель не подается и рулевая машина (РМ) удерживает руль высоты в балансировочном положении.

Предположим, что произошло нарушение продольного равновесия и самолет, развернувшись вокруг своей поперечной оси, увеличил угол тангажа. Потенциометр П4 ЦГВ, связанный с гироскопом, своего положения не изменяет, а щетка вместе с корпусом ЦГВ поворачивается. Мост рассогласуется, так как $R_{AC} \cdot R_{BD} < < R_{BC} \cdot R_{AD}$. С диагонали моста на усилитель подается сигнал определенной фазы и на выходе фазочувствительного выпрямителя (ФЧВ) срабатывает, например, реле Р5. Подается питание на левый рабочий соленоид (РС), рулевая машина отклоняет руль высоты вниз и смещает щетку на потенциометре обратной связи до тех пор, пока не наступит равновесие моста. Сигнал на усилитель не подается и рулевая машина фиксирует руль высоты в отклоненном положении. Под действием руля высоты самолет возвращается по тангажу в исходное положение. Мост

опять рассогласуется, но теперь $R_{AC} \cdot R_{BD} > R_{BC} \cdot R_{AD}$, и на усилитель подается сигнал обратной фазы. На выходе ФЧВ срабатывает реле Р6 и включает правый РС. Рулевая машина возвращает руль высоты и щетку на потенциометре обратной связи в исходное положение, мост согласуется, питание с рабочего соленоида снимается.

Для регулировки передаточного отношения автопилота, т. е. отношения угла отклонения руля высоты к углу разворота самолета по тангажу, в мостовую схему включен потенциометр R4. При перемещении щетки потенциометра R4 влево передаточное отношение увеличивается, вправо — уменьшается.

Для того чтобы при включении автопилота переход с ручного управления на автоматическое проходил плавно, безударно, необходимо, чтобы мостовая схема была согласована.

Согласование моста осуществляется потенциометрами R1 и R2. В каналах курса и тангажа согласование мостовых схем автоматическое, в канале крена — ручное, рукояткой «Крен» на пульте управления ПУ-16.

Выше рассмотрена работа канала тангажа при действии кратковременного возмущения. При действии постоянного возмущения, нарушающего продольное равновесие самолета (изменение скорости полета, центровки при выработке топлива, выпуск механизации), появляется статическая ошибка, для устранения которой применяется изодромная обратная связь. Обратная связь получается изодромной, если в цепь жесткой обратной связи включить реальное дифференцирующее звено с передаточной функцией

$$W(p) = \frac{Tp}{Tp+1}.$$

При изменении продольного равновесия за счет изодромной обратной связи будет выбрано новое балансировочное положение руля высоты, а тангаж самолета останется неизменным.

Для уменьшения динамических ошибок регулирования, кроме сигнала по углу тангажа от ЦГВ-4, в канал автопилота вводится производная по углу тангажа θ, пропорциональная скорости разворота самолета вокруг поперечной оси.

5. Устройство агрегатов

Пульт управления ПУ-16 предназначен для включения и сигнализации режимов работы автопилота и для управления самолетом с помощью рукояток «Разворот» и «Спуск — Подъем».

На пульте управления расположены следующие элементы (рис. 38):

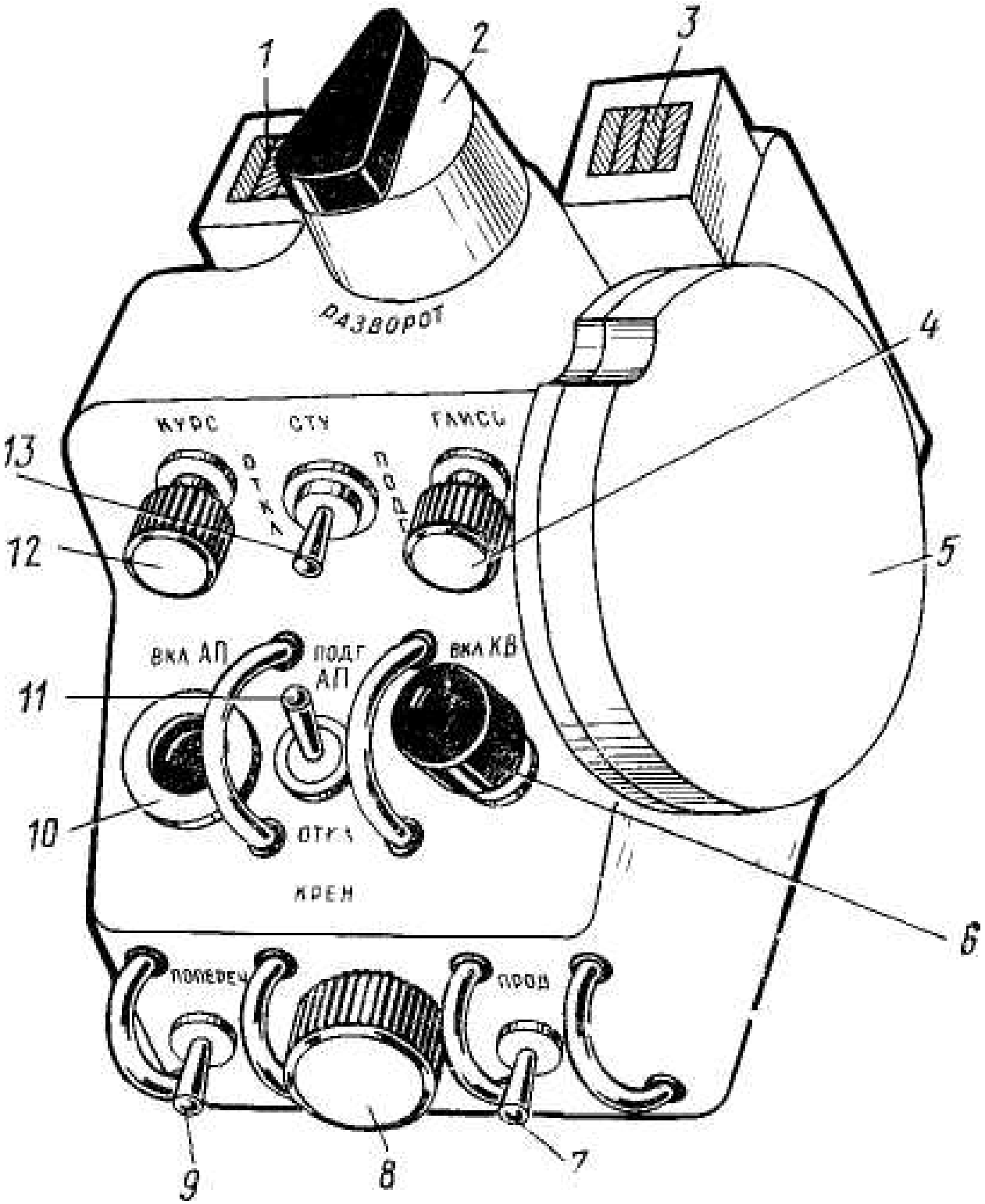


Рис 33 Пульт управления ПУ-16

— выключатель 11 «Подг. АП» для включения питания напряжением 27 В постоянного тока, в результате чего автопилот начинает работать в режиме «Подготовка»,

— выключатели 9 «Попереч. и 7 «Прод.» для отключения стабилизации по поперечному (боковому) и продольному каналам;

— бленкеры продольной 3 и поперечной стабилизации для сигнализации режимов работы автопилота «Откл.», «Подг.» и «Вкл.»;

— кнопка 10 «Вкл. АП» для включения АП в работу;

— выключатель 13 «СТУ» (система траекторного управления) для сведения командных стрелок приборов ПП-1ПМК и для подготовки БС-3 к обеспечению совместной работы системы «Путь-4МПА-1К» и автопилота АП-6ЕМ-ЗП;

— кнопка-лампа 6 «Вкл. КВ» для включения режима стабилизации заданной высоты;

— кнопка-лампа 12 «Курс» для включения бокового канала автопилота в режим автоматического захода на посадку и сигнализации о включении этого режима;

— кнопка-лампа 4 «Глисс» для включения режима автоматического полета по глиссаде и сигнализации включения этого режима;

— рукоятка «Разворот» *2* для выполнения координированных разворотов самолёта. Один потенциометр рукоятки служит для выдачи сигналов в автопилот, другой — для выдачи сигналов в БК-4. Нормально закрытые контакты рукоятки служат для перевода автопилота из режима стабилизации в режим координированного разворота;

— рукоятка 5 «Спуск-подъем» для выполнения снижения или набора высоты. Один потенциометр рукоятки служит для выдачи сигналов в автопилот, другой — в БК-4. Нормально открытые контакты рукоятки служат для перевода продольного канала автопилота из режима стабилизации высоты или автоматического полета по глиссаде в режим управления по тангажу или стабилизации тангажа;

— рукоятка 8 «Крен» для согласования канал крена при работе автопилота в режиме «Подготовка» и для устранения статической ошибки по крену при полете с боковым ветром или с несимметричной тягой.

ч/'Блок связи с курсовой системой БС-КС предназначен для передачи сигналов отклонения самолета от заданного курса в боковой канал автопилота. Блок БС-КС состоит из сельсина-приемника (СП), усилителя и отрабатывающего двигателя, который через редуктор соединен с ротором СП и через электромагнитную муфту (ЭММ) — со щеткой потенциометра $\Delta\psi$ (рис. 34).

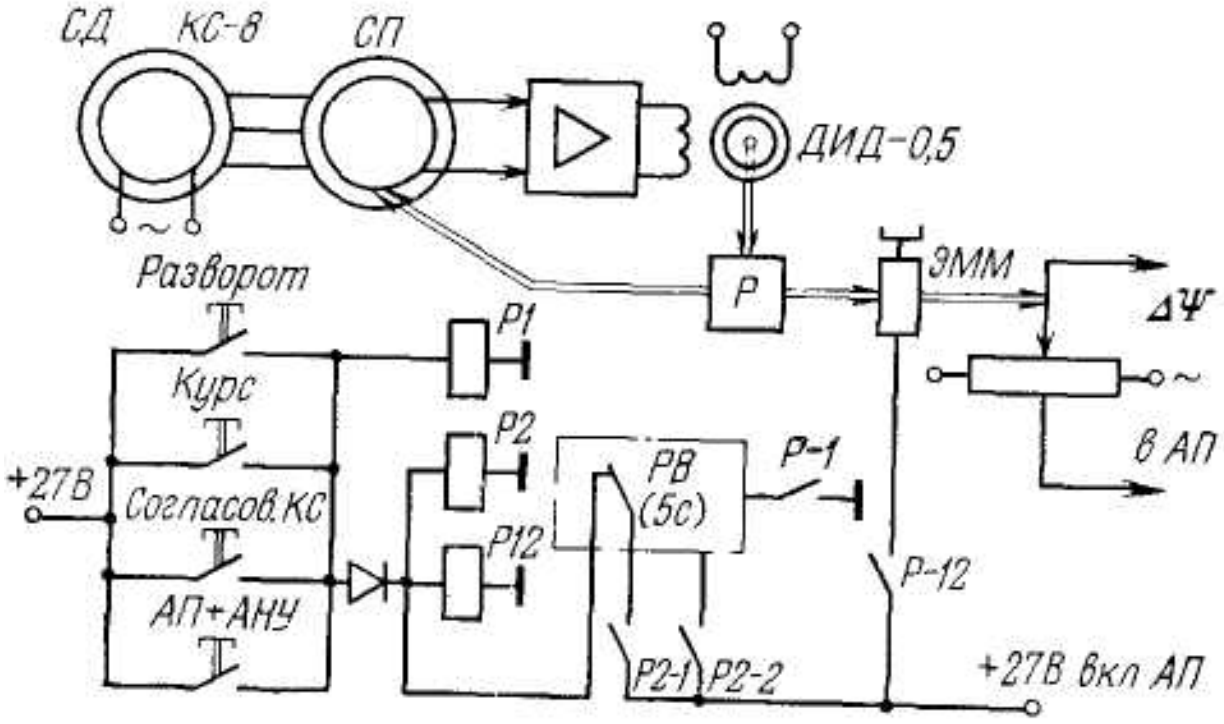


Рис 34 Схема блока связи с курсовой системой.

В режиме подготовки автопилота питание на муфту не подается. При изменении курса самолета сельсины рассогласуются и сигнал с ротора СП через усилитель подается на двигатель ДИД-0,5, который отрабатывает ротор СП до согласования следящей системы. Щетка потенциометра удерживается в нейтральном положении центрирующими пружинами и сигнал $\Delta\psi$ в автопилот не поступает.

При включении автопилота + 27 В подается на тормозные соленоиды рулевых машинок автопилота и одновременно через нормально замкнутые контакты реле Р-12 на муфту.

При отклонении самолета от курса двигатель ДИД-0,5 не только согласует сельсины, но и через муфту смещает щетку на потенциометре. Сигнал $\Delta\psi$ с потенциометра БС-КС подается в боковой канал автопилота, в результате работы которого самолет возвращается на нужный курс. Двигатель, согласуя сельсины, устанавливает щетку на потенциометре в нейтральное положение.

При пользовании рукояткой «Разворот» на пульте управления ПУ-16 через се контакты подается питание на реле PI, Р2, Р12. Реле Р12 отключает +27 В от муфты и блок БС-КС переходит в режим согласования. Реле Р1 отключает «—» от реле времени (РВ). Реле Р2 контактами Р2-2 подает +27 В на реле времени РВ, а контактами Р2-1 через контакты РВ самоблокируется и блокирует реле Р12. Управляющие сигналы в автопилот подаются с потенциометра рукоятки, и самолет выполняет координированный разворот. В блоке БС-КС работает только следящая система.

При установке рукоятки в нейтральное положение ее контакты замыкаются и обесточивается реле Р1. Контактами реле Р1 подается «—» на

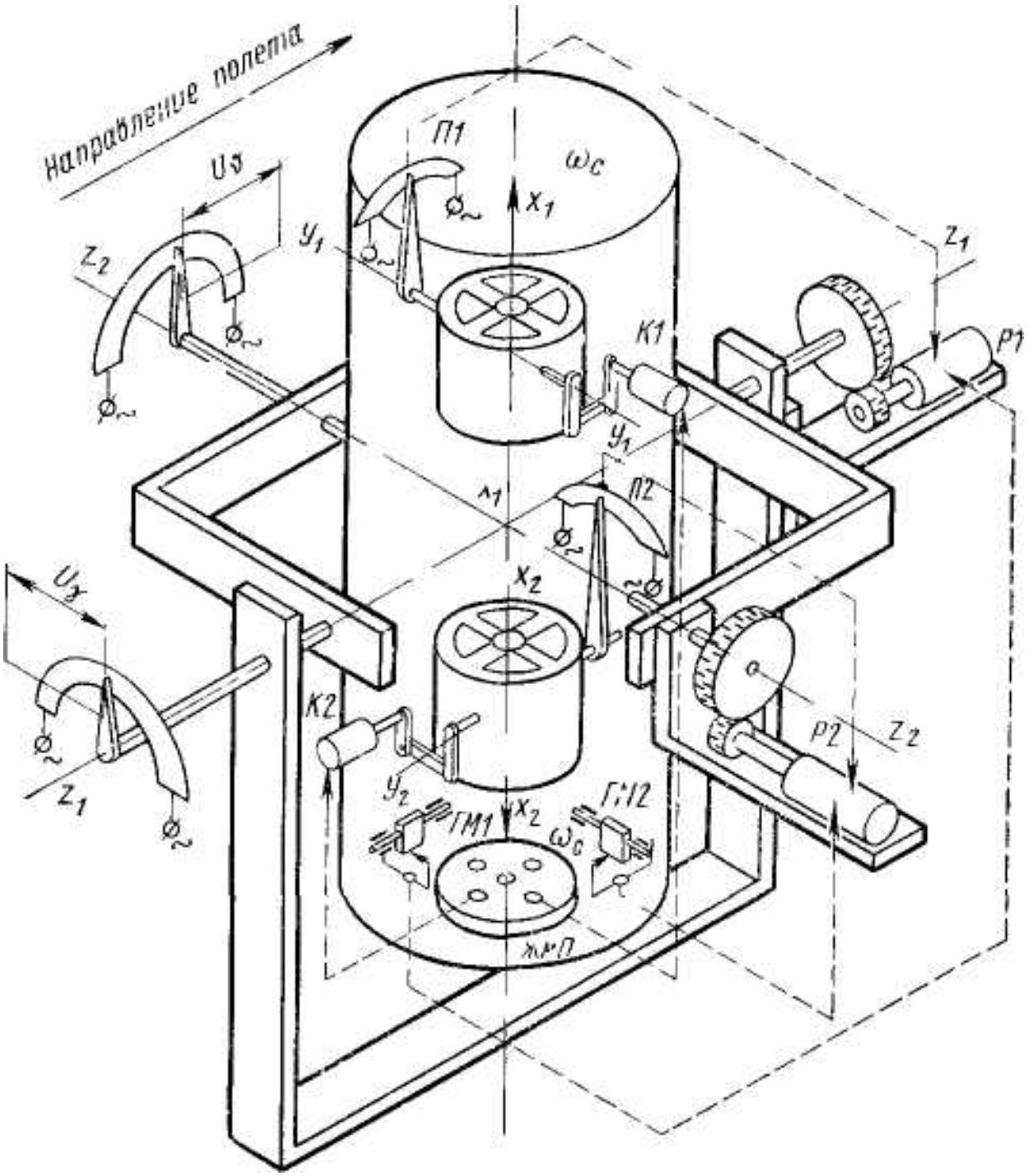
РВ, которое начинает отсчет времени задержки. Самолет выходит в горизонтальный полет. Через 5 с реле времени срабатывает и снимает блокировку с реле Р2 и Р12. Контактами реле Р12 подается +27 В на муфту и автопилот начинает стабилизировать новый курс самолета.

Точно также блок БС-КС переводится в режим согласования при нажатии кнопки-лампы «Курс» на пульте управления ПУ-16, или кнопки быстрого согласования на пульте управления КС-8, или кнопки «АП + АНУ.» на приборной доске левого пилота.

Центральная гироскопическая вертикаль ЦГВ-4 является датчиком сигналов, пропорциональных углам крена и тангажа самолета. В комплекте гировертикали две ЦГВ-4 — левая и правая. При нейтральном положении переключателя ЦГВ на верхнем электрощитке пилотов левая ЦГВ-4 работает на автопилот, а правая ЦГВ-4 — на систему контроля.

По принципу действия ЦГВ-4 представляет собой двухгироскопный авиагоризонт. Главные оси гироскопов х1х1 (верхнего) и х2х2 (нижнего) расположены вертикально.

В качестве гиромоторов используются типовые гиромоторы ГМА-4П, которые вращаются в разные стороны: вектор собственного вращения у верхнего гироскопа направлен вверх, а у нижнего— вниз (рис. 35).



Ось y_1y_1 верхнего гироскопа параллельна оси ZZ самолета. Третьей осью гироскопа является ось z1z1 внешней рамы ЦГВ, параллельная оси XX самолета. Таким образом, верхний гироскоп стабилизирует платформу по оси Z1Z1, на которой расположены потенциометры крена, поэтому верхний гироскоп получил название гироскопа поперечных кренов.

У нижнего гироскопа ось y_2y2 параллельна оси XX самолета. Третьей осью является ось z_2z_2 внутренней рамы, расположенная параллельно оси ZZ самолета. Нижний гироскоп стабилизирует платформу по оси z_2z_2 с измерительными потенциометрами по тангажу и получил название гироскопа продольных кренов (тангажа).

Раздельная стабилизация платформы по измерительным осям крена и тангажа дала возможность применить разгрузочную коррекцию для компенсации моментов трения в измерительных осях, возникающих при эволюциях самолета. Применение разгрузочной коррекции, в свою очередь, дало возможность применить жидкостную маятниковую коррекцию меньшей мощности, так как перед последней стоит задача компенсации ухода оси внутренней рамы ЦГВ от вертикали земли в основном за счет кажущегося движения. Точность выдерживания оси внутренней рамы по вертикали земли достаточно высокая — отклонение от вертикали не превышает 0,25°.

В гировертикали ЦГВ-4 имеются три коррекции. Жидкостная маятниковая коррекция предназначена для удержания оси внутренней рамы ЦГВ по вертикали земли и состоит из жидкостного маятникового переключателя (ЖМП), укрепленного снизу на внутренней раме, и двух коррекционных моторов К1 и К2, расположенных в углублениях на внутренней рамс и связанных с осями y1y1 и y2y2 соответственно.

Разгрузочная коррекция служит для компенсации моментов трения в измерительных осях и состоит из моторов Р1 (по оси Z1Z1) и Р2 (по оси z_2z_2) и потенциометров П1 и П2, которые конструктивно намотаны на кожухах гиромоторов, а их щетки укреплены на внутренней рамс ЦГВ

Грузовая маятниковая коррекция служит для быстрого восстановления оси внутренней рамы ЦГВ по вертикали земли после включения питания. Коррекция осуществляется разгрузочными двигателями Р1 и Р2. Управляющие сигналы на моторы поступают через контакты грузовых маятников ГМ1 и ГМ2 при нажатии кнопки арретира на приборе ПП-1ПМ.

Корректор высоты КВ-11 предназначен для выдачи сигнала, пропорционального отклонению самолета от заданной барометрической высоты. В комплекте автопилота АП-6ЕМ-ЗП два корректора высоты КВ-11: первый корректор (КВ-1) выдает сигнал переменного тока в автопилот, а второй (КВ-2) выдает сигнал постоянного тока в блок контроля БК-4.

По принципу действия корректор высоты представляет собой барометрический высотомер со следящей системой, состоящей из индукционного датчика, усилителя и двигателя, который через редуктор управляет согласованием индукционного датчика, а через электромагнитную муфту связан со щеткой потенциометра. При отключенном режиме стабилизации высоты муфта обесточена и в корректоре работает только следящая система; сигнал от корректора в автопилот не выдается.

Режим стабилизации высоты включается кнопкой-лампой «Вкл. КВ» на пульте управления ПУ-16. В корректоре КВ-11 срабатывает муфта и при изменении высоты сигнал с КВ-11 выдается в продольный канал автопилота. Корректор высоты отключается при нажатии на ручку «Спуск— Подъем» или на кнопку-лампу «Глисс» на пульте управления

Блок демпфирующих гироскопов БДГ-10-1 имеет три датчика угловой скорости, чувствительными элементами в которых являются двухстепенные гироскопы, реагирующие на угловые скорости разворота самолета по курсу, крену и тангажу соответственно.

Сигналы по угловым скоростям курса, крена и тангажа подаются в каналы автопилота и улучшают его динамические характеристики.

Рулевые машины РМ-913 подсоединяются к системе ручного управления самолетом таким образом, что при отключенном автопилоте не препятствуют ручному управлению рулями с помощью штурвала и педалей. При включенном автопилоте рули перемещаются рулевыми машинами в соответствии с управляющими импульсами от усилителя.

Рулевая машина приводится в движение двигателем постоянного тока, который связан с тросовым барабаном через передаточный механизм. Управление передаточным механизмом осуществляется системой из двух тормозных и двух рабочих соленоидов. При работе автопилота в режиме «Подготовка» двигатель рулевой машины вращается, но так как соленоиды обесточены, он не связан с тросовым барабаном. При включении автопилота тормозные соленоиды зажимают тросовый барабан, и рулевая машина берет управление на себя. При рассогласовании канала автопилота по сигналу от усилителя срабатывает один из рабочих соленоидов, двигатель передает вращение на тросовый барабан и на щетку потенциометра обратной связи. При подаче питания на другой рабочий соленоид направление вращения тросового барабана изменяется на обратное.

Внутри тросового барабана смонтирована фрикционная муфта ограничения момента, которая обеспечивает возможность управления самолетом путем пересиливания рулевой машины.

При включенном автопилоте нельзя допустить, чтобы рулевая машина отклоняла руль до механического упора. С этой целью на ней смонтирован узел концевых выключателей. Если тросовый барабан повернется на угол, соответствующий предельному отклонению руля, то срабатывает концевой выключатель, при этом отключается цепь рабочею соленоида и отклонение руля прекращается.

Усилитель автопилота служит для усиления, преобразования и распознавания фазы сигнала рассогласования канала автопилота и управления работой рулевых машин. С помощью усилителя регулируется чувствительность каналов автопилота.

Блок управления БУ-24 предназначен:

— для выполнения переключений в схеме автопилота при различных режимах работы;
— для автоматического согласования каналов курса и тангажа;
— для осуществления изодромных обратных связей в канале тангажа;
— для регулировки чувствительности автопилота;
— для установки передаточных отношений автопилота.

Амортизационная платформа ПА-4 является амортизирующим основанием для закрепленных на ней блоков и одновременно распределительной коробкой автопилота. Сверху на платформе укреплены блок контроля БК-4, усилитель У, блок связи БС-КС, блок управления БУ-24. Снизу на платформе установлены где гировертикали ЦГВ-4, два корректора высоты КВ-11.

Датчик отклонения руля ДОР-1 предназначен для выдачи в БК-4 сигнала, пропорционального углу отклонения руля высоты от балансировочного положения. Датчик имеет сдвоенный потенциометр и электромагнитную муфту. При включении автопилота муфта срабатывает и соединяет щетки потенциометра с системой управления рулем высоты.

6. Режим работы

Режим подготовки. После включения АЗС необходимо произвести арретирование ЦГВ-4 кнопками на приборах ПП-1ПМ. При включении выключателя «Подг. АП» на пульте управления ПУ-16 происходит автоматическое согласование в каналах курса и тангажа, т. е. обнуляются все имеющиеся на входе усилителя сигналы. В канале крена автоматическое согласование отсутствует, поэтому включение бокового канала автопилота возможно только при отсутствии крена. При полностью согласованном автопилоте на бленкерах пульта управления появится надпись «Подг.» на желтом фоне.

Включение автопилота. При наличии на обоих бленкерах надписи «Подг.» на желтом фоне нажать кнопку «Вкл. АП» на пульте управления. На обоих бленкерах появляется надпись «Вкл.» на зеленом фоне. Автопилот берет управление на себя и стабилизирует тот режим полета самолета, который был в момент включения. Режим стабилизации угла тангажа рассмотрен при пояснении принципа действия автопилота.

Режим стабилизации курса. При отклонении самолета от заданного курса в блоке связи БС-КС вырабатывается сигнал А^¥, который как прямой сигнал подается в канал курса и как сигнал перекрестной связи— в канала крена (рис. 36).

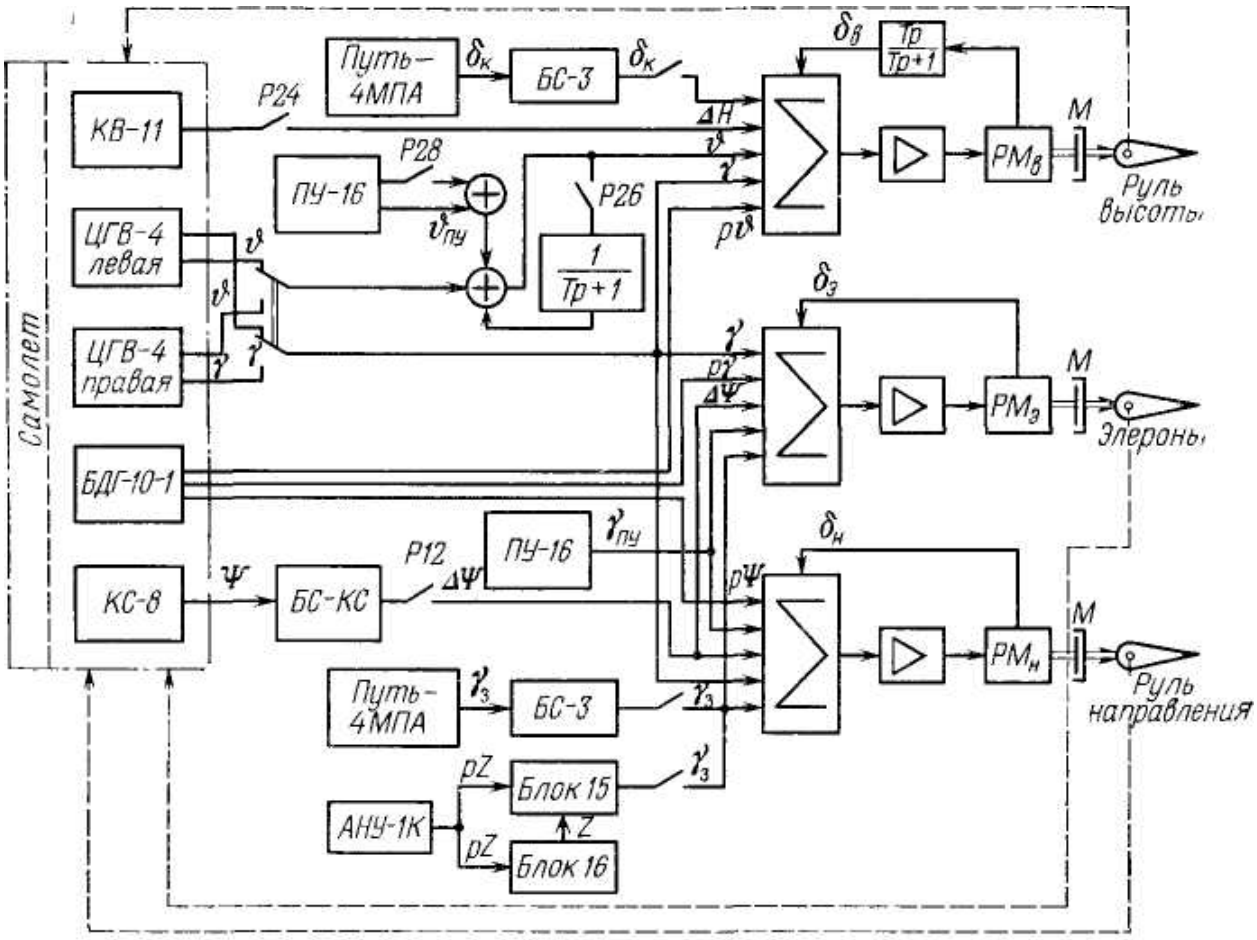


Рис. 36 Структурная схема автопилота АП-6ЕМ-ЗП

В канале крена рулевая машина отклоняет элероны до тех пор, пока сигнал обратной связи $\delta_э$ не скомпенсирует сигнал AW. Под действием элеронов самолет делает крен. Появляется сигнал крена у от ЦГВ-4 и компенсирует сигнал $\Delta\psi$. Сигнал обратной связи $\delta_э$ оказывается некомпенсированным и заставляет рулевую машину установить элероны в нейтральное положение.

Самолет с нужным креном за счет боковой силы разворачивается на заданный курс.

В канале курса сигнал $\Delta\psi$ заставляет рулевую машину отклонить руль направления на величину, при которой сигнал обратной связи $\delta_н$ компенсирует сигнал ДТ. При крене самолета в канал курса подается сигнал перекрестной связи по крену у от ЦГВ-4, при этом рулевая машина устанавливает руль направления в положение, при котором разворот самолета выполняется без скольжения.

В канал тангажа подается сигнал перекрестной связи по крену Y от ЦГВ-4, за счет которого рулевая машина отклоняет руль высоты вверх для предотвращения потери самолетом высоты при крене.

Самолет правильным координированным разворотом возвращается на заданный курс и сигнал $\Delta\psi$ от блока БС-КС уменьшается до нуля. В канале крена сигнал у от ЦГВ-4 оказывается не скомпенсированным и рулевая машина отклоняет элероны в обратную сторону и выводит самолет в горизонтальный полет. В канале курса сигналы $\Delta\psi$ от БС-КС и у от ЦГВ-4

равны нулю, и за счет сигнала обратной связи $\delta_н$ рулевая машина устанавливает руль направления в нейтральное положение. В канале тангажа сигнал у от ЦГВ-4 равен нулю, и за счет сигнала обратной связи $\delta_в$ рулевая машина возвращает руль высоты в балансировочное положение.

Режим стабилизации заданной барометрической высоты. Для включения этого режима необходимо нажать кнопку-лампу «Вкл. КВ» на пульте управления ПУ-16. При этом напряжение 27 В подается на электромагнитную муфту КВ-11 и на лампочку кнопки-лампы «Вкл. КВ», загорание которой сигнализирует о включении режима. При отклонении самолета от заданной высоты перемещается щетка на потенциометре в КВ-11 и в канал тангажа автопилота выдается сигнал ΔН.

Предположим, что самолет отклонился вниз от заданной высоты. Сигнал ΔН заставляет рулевую машину отклонить руль высоты вверх на величину, при которой сигнал обратной связи компенсирует сигнал ΔН. Под действием руля самолет увеличивает угол атаки и сигнал тангажа θ от ЦГВ-4 компенсирует сигнал ΔН. За счет сигнала обратной связи $\delta_в$ рулевая машина возвращает руль высоты в балансировочное положение, а за счет увеличения угла атаки увеличивается подъемная сила и самолет возвращается на заданную высоту. Сигнал ДЯ уменьшается до нуля, а сигнал θ от ЦГВ-4 оказывается некомпенсированным и заставляет рулевую машину отклонить руль вниз и вывести самолет в горизонтальный полет, после чего рулевая машина устанавливает руль высоты в балансировочное положение.

Работа автопилота от рукоятки «Разворот». При нажатии на рукоятку «Разворот» па пульте управления ПУ-16 сигнал Δψ потенциометра блока связи БС-КС отключается от бокового канала автопилота и вместо него подключается потенциометр рукоятки. При повороте рукоятки с ее потенциометра снимается сигнал Yny который как прямой подается в канал крена и как сигнал перекрестной связи — в канал курса. Каналы автопилота работают так же, как и при отклонении самолета от заданного курса. При этом обеспечивается координированный разворот самолета до тех пор, пока рукоятка «Разворот» не будет установлена в среднее положение. После этого самолет выравнивается в горизонтальный полет. В блоке БУ-24 через 5 с после установки рукоятки «Разворот» в нейтральное положение срабатывает реле времени и подключает к боковому каналу вместо потенциометра $y_{пу}$ рукоятки потенциометр Δψ блока БС-КС.

Управление самолетом от рукоятки «Разворот» производится по положению рукоятки. Чем больше угол поворота рукоятки, тем с большим креном совершается координированный разворот. При повороте рукоятки до первого фиксатора разворот осуществляется с креном 15°, а при повороте рукоятки до упора — с креном 22,5°. Работа автопилота от рукоятки «Спуск — подъем». При повороте рукоятки «Спуск—-подъем» размыкаются связанные с ней контакты и смещается щетка на потенциометре. Контактами выключается режим стабилизации заданной высоты или Автоматического полета по глиссаде. С потенциометра рукоятки снимается сигнал θпу который заставляет рулевую машину отклонять руль высоты до тех пор, пока

сигнал обратной связи $\delta_в$ не компенсирует сигнал $\theta_{пу}$. Под действием руля самолет изменяет угол тангажа и сигнал θ от ЦГВ-4 компенсирует сигнал θпу с потенциометра рукоятки. Сигнал обратной связи $\delta_в$ оказывается не-компенсированным и заставляет рулевую машину установить руль высоты в балансировочное положение. В дальнейшем автопилот стабилизирует угол тангажа, заданный рукояткой. Управление рукояткой «Спуск—Подъем» осуществляется также по положению, т. е. чем больше угол поворота рукоятки, тем больше угол тангажа при спуске или подъеме. Максимальный угол тангажа при полном отклонении рукоятки от нейтрального положения порядка 10º

При выходе самолета на нужную высоту рукоятку установить нейтрально. Сигнал $\theta_{пу}$ равен нулю, а за счет сигнала 4 от ЦГВ-4 рулевая машина отклоняет руль высоты и выводит самолет в горизонтальный полет.

6.5. АВТОМАТ ТРИММИРОВАНИЯ АТ-2

1. Назначение

Изменения центровки, скорости или высоты полета, выпуск закрылков, щитков и шасси приводят к нарушению продольного равновесия самолета и самолет изменяет угол тангажа. Рассогласуется канал тангажа автопилота и рулевая машина отклонением руля высоты восстанавливает продольное равновесие самолета. Таким образом, руль высоты обычно находится не в нейтральном, а в балансировочном положении. При этом на руль высоты действует аэродинамическая сила, которая воспринимается рулевой машиной. В случае возникновения отказа системы контроля отключает автопилот, рулевая машина не удерживает руль высоты и он устанавливается по потоку воздуха. Это приводит к резкому нарушению равенства пикирующих и кабрирующих моментов и самолет разворачивается по тангажу, что сопровождается большими вертикальными перегрузками или выходом самолета на критический угол атаки. Чтобы не допустить таких явлений, нужно при включенном автопилоте отклонением триммера снимать аэродинамическую нагрузку с руля высоты. Пилот вручную при включенном автопилоте управлять триммером не может, так как он не знает ни величины, ни направления усилия на руле. Поэтому в системе БСУ-8П использован автомат триммирования АТ-2, который выполняет следующие функции:

— автоматическое триммирование руля высоты;
— индикацию усилий в тягах управления рулем высоты;
— сигнализацию о превышении допустимых усилий в тягах управления рулем высоты.

2. Комплект и размещение

1 Динамометрический дублированный датчик усилий ДДУ-1 расположен за вторым лонжероном стабилизатора и закреплен па тяге, соединяющей качалку управления и рычаг руля высоты.
2 Указатель УАГ-3 установлен на приборной доске первого пилота.

3. Блок управления триммированием БУТ-3 установлен под полом, между шп № 17 и 18.
4 Электромеханизм управления триммером УТ-15 установлен в хвостовом; отсеке
Дополнительно к комплекту установлены:
— выключатель «Отключен, триммера РВ» на верхнем электрощитке пилотов;
— две лампы «АТ-2» сигнализации отказа автомата триммирования на приборных досках первого и второго пилотов в табло Т-10У2.

3. Технические данные

1. Питание автомата.....от источника переменного тока 36 В, 400 Гц и от бортсети 27 В±10% через АЗС на левой панели.
— АЗС «РВ» в цепи питания УТ-15;
— АЗС «АТ-2» в цепи питания БУТ-3;
— АЗС «Контроль АТ-2» в цепи питания элементов контроля и сигнализации
2 Сигнализация выдается при наличии усилий в тягах управления рулем высоты на растяжение 50 (+10 -5)кг, на сжатие 30 (+10 -5) кг
3 Автомат АТ-2 включается одновременно с включением продольного канала автопилота и работает на протяжении всего полета под автопилотом

4. Устройство агрегатов

Динамометрический датчик усилий ДДУ-1 является чувствительным элементом автомата триммирования. Он воспринимает усилия в тяге управления рулем высоты и выдает электрические сигналы, пропорциональные этим усилиям. Усилия воспринимаются пружиной, деформация которой передается на рамку индукционного датчика. Величина сигнала, снимаемого с индукционного датчика, пропорциональна величине усилия в тяге, а знак сигнала зависит от направления усилия. В датчике смонтированы также два микровыключателя, один из которых срабатывает при превышении предельно допустимых усилий на сжатие, другой — на растяжение.

Блок управления триммированием БУТ-3 предназначен для управления работой электромеханизма УТ-15. В блоке БУТ-3 размещены фазовый дискриминатор (ФД), релейный магнитный усилитель (МУ), реле времени РВ-8, коммутационные элементы и элементы контроля.

Указатель автомата триммирования УАТ-3 служит для индикации наличия и направления усилий, возникающих в тягах управления рулем высоты, и представляет собой логометр со стрелкой и шкалой, имеющей отметку нейтрального положения и две треугольные отметки. На лицевой части указателя устанавливается сигнальная лампочка СМ-37 с красным светофильтром.

Электромеханизм УТ-15 является силовым элементом АТ-2 и служит для отклонения триммера руля высоты. Электромеханизм состоит из двигателя постоянного тока, редуктора, электромагнитной муфты и блока концевых выключателей, ограничивающих угол поворота выходного вала в пределах 600±15° в обе стороны от нейтрального положения.

5. Функциональная схема и принцип действия

При возникновении усилий в тяге управления рулем высоты сигнал с индукционного датчика (ИД) подастся на фазовый дискриминатор (ФД), где он усиливается, преобразуется в сигнал постоянного тока и подается на релейный магнитный усилитель МУ и указатель УАТ-3 (рис. 37).

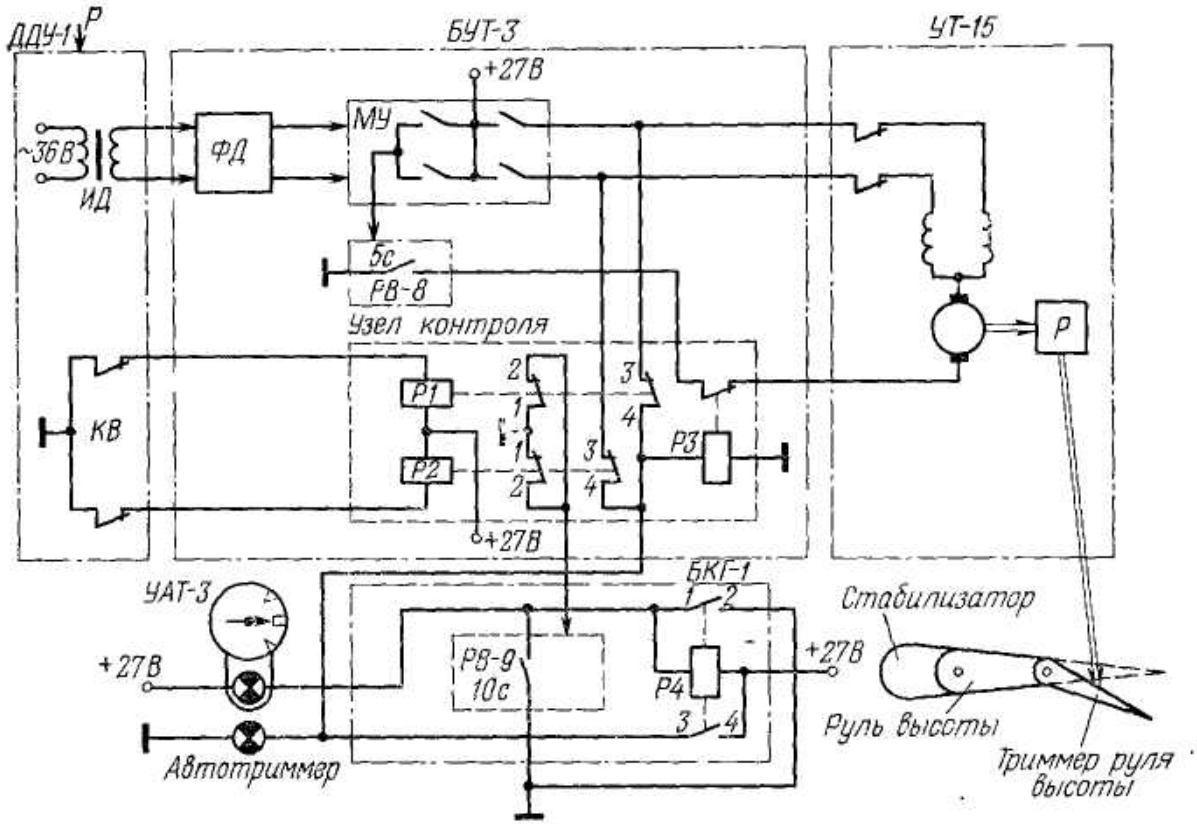


Рис. 37. Функциональная схема автомата триммирования АТ-2

При определенном значении усилия магнитный усилитель срабатывает и подает +27 В на реле времени РВ-8 и на механизм УТ-15. Через 5 с реле времени РВ-8 срабатывает и через нормально открытые контакты реле РЗ узла контроля подает минус на механизм УТ-15. Механизм УТ-15 отклоняет триммер руля высоты до исчезновения усилия в тяге управления руля высоты. Сигнал от датчика ДДУ-1 уменьшается и УТ-15 отключается.

При возникновении предельно допустимых усилий в тяге в ДДУ-1 срабатывает один из концевых выключателей и снимает — 27 В от реле Р1 или Р2 узла контроля. Через нормально открытые контакты 1—2 реле Р1 или Р2 подается —27 В на реле РВ-9 в блоке БКХ-1, а через контакты магнитного усилителя и нормально открытые контакты 3—4 реле Р1 или Р2 подается + 27 В на табло «Автотриммер». Если через 10 с усилие в тяге управления рулем высоты не уменьшается, то срабатывает реле времени РВ-9, которое подает минус на сигнальную лампочку в УАТ-3 и на реле Р4. Реле Р4 контактами 1—2 блокируется по минусу, блокирует питание лампочки на указателе, а контактами 3—4 подаст +27 В на блокировку табло

«Автотриммер». Одновременное загорание табло «Автотриммер» и лампочки на указателе УАТ-3 означает отказ автомата триммирования АТ-2.

6.6. СИСТЕМА КОНТРОЛЯ БСУ-ЗП 1. Назначение

Система контроля предназначена для предотвращения выхода самолета на опасные режимы полета при автоматическом или полуавтоматическом управлении в случае отказов аппаратуры системы БСУ-ЗП путем своевременного отключения неисправного канала системы с выдачей летчику соответствующей световой и звуковой сигнализации.
Для этого в системе контроля предусмотрены следующие меры безопасности:
1. Отключение автопилота летчиком:
— кнопками быстрого отключения, расположенными на штурвалах;
— выключателями пульта управления ПУ-16;
— пересиливанием рулевых машин (автопилот в этом случае отключается блоком контроля БК-4).
2. Ограничение отключения рулей:
__фиксированными концевыми выключателями рулевых машин;
— «плавающим» ограничителем отклонения руля высоты;
— ограничением тяговых усилий рулевых машин.
3. Автоматический контроль работы автопилота и автоматическое отключение неисправного канала блоком контроля БК-4.
4. Автоматический контроль работы системы «Путь-4МПА-1К», методом сравнения сигналов команд от двух полукомплектов.
5. Автоматическое триммирование руля высоты при полете с включенным автопилотом.
6. Автоматический контроль работы автомата триммирования.
7. Возможность пересиливания триммерного механизма (механическое расцепление механизма УТ-15 с триммером с помощью срезающейся чеки).
8. Автоматический контроль питания автопилота по постоянному и переменному току.
9. Автоматический контроль работы гировертикалей и отключение каналов автопилота при наличии рассогласования между двумя вертикалями.
10. Автоматический перевод системы на другие режимы работы при отказе радиотехнических средств или системы «Путь-4МПА-1К».
11. Проверка летчиком исправности системы контроля кнопкой «Тест — контроль».
12. Автоматическое отключение продольного канала автопилота при достижении допустимого значения числа М или скорости Vпр

2. Состав

Система контроля состоит из нескольких блоков, каждый из которых контролирует определенную часть системы БСУ-ЗП:

1. Блок контроля БК-4 предназначен для выявления любых отказов автопилота как сопровождающихся перемещением руля высоты или элеронов с максимальной скоростью, так и вызываемых относительно медленные уходы самолета от заданных параметров полета, например, от заданной траектории.
2. Датчик ДОР-1 является датчиком отклонения руля высоты Для «плавающего» ограничителя руля высоты, выполненного в БК-4.
3. Блок контроля гировертикалей БКГ-1 предназначен для контроля гировертикалей методом сравнения сигналов двух ЦГВ-4 или ЦГВ-4иАГД-1.
4. Блок управления БУ-24 обеспечивает контроль питания автопилота по переменному и постоянному току, контроль гировертикалей и перевод системы БСУ-ЗП из режима автоматического захода на посадку в другие режимы при отказах радиотехнических средств или системы «Путь-4МПЛ-1К».
5. Корректор высоты КВ-11 (КВ-2) предназначен для выдачи в блок контроля БК-4 сигнала отклонения от заданной высоты полета.
6. Блок комбинированный БК-6 предназначен для контроля работы полукомплектов системы «Путь-4МПА-1К».
7. Блок управления триммированием БУТ-3 предназначен для контроля работы автомата триммирования АТ-2.
Первые пять блоков входят в комплект автопилота АП-6ЕМ-ЗП, блок БК-6 входит в комплект системы «Путь-4МПА-1К»; блок БУТ-3 — в комплект автомата триммирования АТ-2.

3. Контроль отказов автопилота

В системе контроля отказов автопилота применен метод измерения, во-первых, величины и, во-вторых, длительности действия сигналов рассогласования канала автопилота, в связи с чем принято разделять отказы автопилота на резкие и медленные.

Под *резкими* отказами понимаются такие отказы, которые вызывают большое рассогласование канала автопилота и сопровождаются перекладкой рулей с максимальной скоростью.

Под *медленными* отказами понимаются отказы, которые вызывают сравнительно небольшие рассогласования канала автопилота и медленный уход самолета от заданных параметров полета.

Сигналы рассогласования канала автопилота подаются на рулевую машину (РМ) и одновременно через контакты аналогового устройства на пороговый элемент № 1. При достижении сигналом рассогласования канала величины, на которую настроен пороговый элемент, последний срабатывает и выдает сигнал на отключение рулевой машины и на включение световой и звуковой сигнализации (рис. 38).

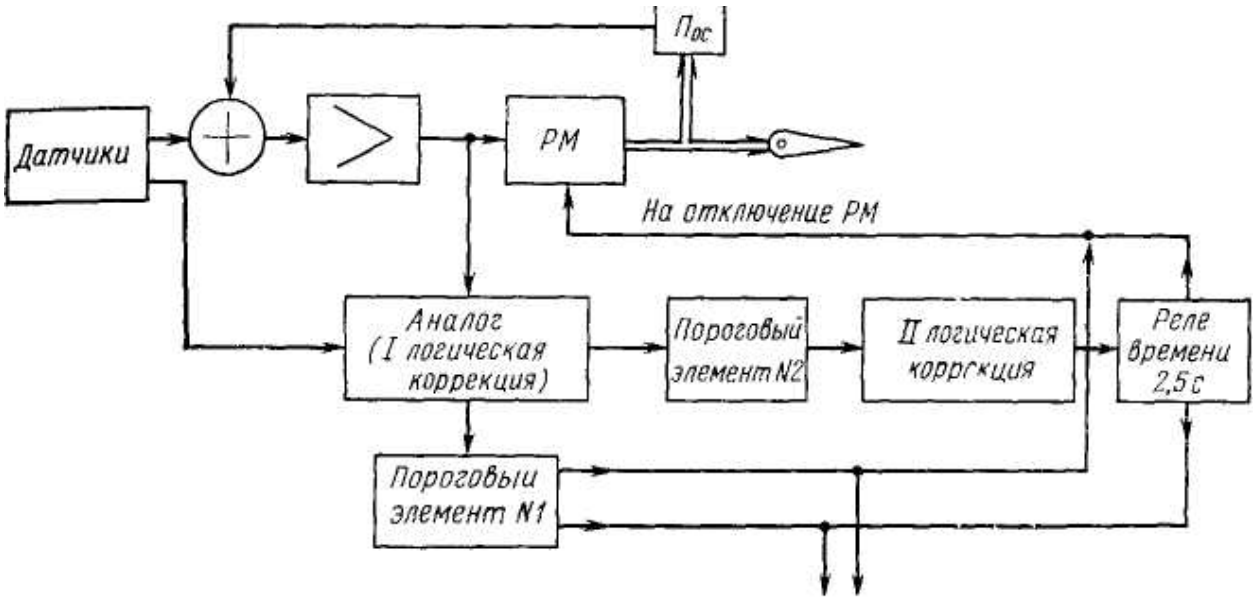


Рис 38 Контроль отказов автопилота

Однако большие рассогласования канала автопилота могут возникнуть не только вследствие отказов в канале автопилота, но и при действии больших возмущений. Чтобы не допустить отключения автопилота узлом контроля «резких» отказов при больших рассогласованиях вследствие действия больших возмущающих моментов, применена первая логическая коррекция, роль которой выполняет аналог (модель) канала автопилота, реализованный в БК-4. Если канал автопилота имеет большое рассогласование, но руль отклоняется правильно, т. е. в сторону уменьшения рассогласования канала автопилота, срабатывает реле аналога и не пропускает сигнал рассогласования канала на пороговый элемент № 1.

Аналог, осуществляя логическую коррекцию для порогового элемента № 1, одновременно контролирует «медленные» отказы автопилота и выдает сигнал на второй пороговый элемент, который при определенном уровне рассогласования канала автопилота включает реле времени.

Если сигнал рассогласования канала автопилота, а следовательно и его аналога, вызвал срабатывание порогового элемента №2 и действует более 2,5 с, то реле времени выдаст сигнал на отключение рулевой машины и на включение сигнализации. Это произойдет если II логическая коррекция по знаку отклонения разрешит пройти сигналу на реле времени.

Таким образом, логические коррекции в системе контроля разрешают сигналам пройти на отключение соответствующего канала автопилота при возникновении отказов и не разрешают отключить исправно работающий канал.

В боковом канале II логическая коррекция выполнена на магнитном усилителе, а в продольном канале — на «плавающем» ограничителе «Руль высоты».

4. «Плавающий» ограничитель руля высоты

«Плавающий» ограничитель не допускает резкого отклонения руля высоты до предельного положения при возникновении отказа в продольном канале автопилота и этим самым ограничивает вертикальные перегрузки самолета.

«Плавающий» ограничитель собран на датчике отклонения руля ДОР-1 и на релейном магнитном усилителе в БК-4, между которыми включено дифференцирующее звено на резисторах и конденсаторах с постоянной времени 5 с. На магнитный усилитель от Дин-1 подается сигнал, пропорциональный не абсолютному значению угла отключения руля высоты, а скорости перемещения руля. Чем больше скорость перемещения руля, тем при меньшем угле отклонения руля сработает магнитный усилитель и отключит рабочий соленоид рулевой машины и наоборот. Таким образом угол ограничения отклонения руля высоты не постоянный, а «плавает» в зависимости от скорости движения руля, почему ограничитель и назван «плавающим».

При медленных отклонениях руля высоты, связанных, например, перебалансировкой руля высоты при изменении центровки или режима полета, плавающий ограничитель не срабатывает.

Предположим, что произошло большое рассогласование, которое через усилитель подается на рулевую машину, и она перемещает руль высоты с максимальной скоростью. Нарастает сигнал на входе магнитного усилителя и при отклонении руля примерно на 2° .магнитный усилитель срабатывает и отключает рабочий соленоид. Рулевая машина останавливает руль высоты. Через 5 с конденсаторы дифференцирующего звена перезарядятся, сигнал на входе магнитного усилителя уменьшится, реле на его выходе обесточится и подключит цепь рабочего соленоида. Рулевая машина отклоняет руль высоты еще на одну ступеньку, равную примерно 1,5°.

Таким образом, «плавающий» ограничитель не допускает отклонения руля высоты на большой угол при резком его движении и этим ограничивает вертикальные перегрузки самолета. Одновременно «плавающий» ограничитель выполняет роль логической коррекции по знаку отклонения руля высоты для аналога, который контролирует медленные отказы автопилота. Если канал тангажа имеет большое рассогласование, но руль высоты отклоняется правильно, то «плавающий» ограничитель, срабатывая, не пропустит сигнал от аналога на реле времени и отключения канала не произойдет. Если же резкое перемещение руля высоты происходит вследствие отказов в канале тангажа, то система контроля отключит канал и предотвратит выход самолета на опасный режим полета.

Для того чтобы не ограничивать маневренные возможности самолета, «плавающий» ограничитель руля высоты автоматически отключается при пользовании рукояткой «Спуск—Подъем» и на 5 с при нажатии кнопки-лампы «Глис» на ПУ-16.

5. Переключение режимов работы автопилота при отказе радиотехнических средств

Аппаратура «Курс МП-1» имеет встроенный контроль, обеспечивающий автоматическое переключение потребителей на второй полукомплект аппаратуры при отказе первого полукомплекта. При этом системе БСУ-ЗП никаких переключений не происходит и она продолжает нормально работать, получая сигналы со второго полукомплекта «Курс МП-1».

В случае полета (как на маршруте, так и при заходе на посадку) в совмещенном режиме или на втором полукомплекте аппаратуры «Курс МП-1» при его отказе выдаются сигналы отказа. Эти сигналы включают сигнальные лампы отказа и одновременно используются для перевода БСУ-ЗП из режима стабилизации траектории, задаваемой радиотехническими системами VOR, ILS и СП-50М, на другие режимы работы.

В боковом канале включается режим стабилизации курса, который был в момент отказа радиотехнических средств.

В продольном канале включается режим стабилизации барометрической высоты, если отказ радиотехнических средств произошел, когда еще не прошло 50 с после нажатия кнопки-лампы «Глис» (самолет находится на высоте $H \geq 150$ м), или режим «Продление» глиссады, если отказ произошел по истечении 50 с после нажатия кнопки-лампы «Глис» (самолет находится на высоте $H \leq 150$ м).

6. Переключение режима работы автопилота при отказе системы «Путь-4МПА-1К»

Сигнализация неисправностей системы «Путь-4МПА-1К» работает по принципу сравнения положения командных стрелок правого и левого полукомплектов аппаратуры с помощью БК-6.

В случае расхождения командных стрелок приборов ПП-1ПМК на величину более 6+1,5 мм включаются табло «Путь боков.» или «Путь прод.». Эта сигнализация не дает пилотам информации о том, какой из двух полукомплектов системы «Путь-4МПА-1К» неисправен, она лишь указывает, что дальнейшее пилотирование по командным стрелкам следует прекратить.

При автоматическом полете в навигационном режиме или в режиме захода на посадку расхождение командных стрелок приборов ПП-ШМК на величину более 6+1,5 мм, кроме выдачи световой сигнализации, вызывает переключение режима работы автопилота точно таким же образом, как при отказе радиотехнических средств.

7. Контроль гировертикалей

Контроль гировертикалей ЦГВ-4 при нейтральном положении переключателя ЦГВ осуществляется методом сравнения сигналов крена и

тангажа, снимаемых с потенциометров левой и правой ЦГВ-4. Потенциометры образуют два моста, которые согласованы при исправных ЦГ В-4.

При уходе оси платформы ЦГВ-4 от вертикали земли по крепу мост рассогласуется и при рассогласовании, соответствующем 10± ±5°, боковой канал автопилота отключается, включаются табло «Отказ ЦГВ», «АП боковой», «Путь боковой» и сирена. При завале ЦГВ-4 по тангажу на величину 5°+2,5 происходит отключение продольного канала автопилота и включение табло «Отказ ЦГВ», «АП прод.», «Путь прод.» и сирены.

Для продолжения автоматического полета после отключения автопилота в результате завала одной из ЦГВ-4 пилот должен определить неисправную ЦГВ-4 путем сравнения показаний трех авиагоризонтов: левого ПП-1ПМК, правого ПП-1ПМК и АГД-1, ч с помощью переключателя ЦГВ на верхнем электрощитке переключить автопилот на правую ЦГВ-4 при отказе левой или переключить блок контроля на левую ЦГВ-4 при отказе правой. Неисправная ЦГВ-4 отключается, а блок контроля гировертикалей ЬКГ-1 начинает сравнивать сигналы исправной ЦГВ-4 с сигналами, снимаемыми с датчика авиагоризонта АГД-1. Автопилот можно включать и использовать для работы во всех режимах.

8. Контроль отказов питания

Контроль отказов питания автопилота постоянными переменным током осуществляется в БУ-24.

В случае нарушения питания автопилота постоянным или переменным током (обрыв цепи питания постоянным током, обрыв одной или двух фаз переменного тока, неправильная фазировка переменного тока) узел контроля напряжения отключает как боковой, так и продольный каналы автопилота и включает табло «АП боковой», «ЛП прод.» и сирену.

9. Проверка работы системы контроля от кнопки «Контроль БСУ»

Если за исправной работой автопилота на всех режимах полета пилот имеет возможность следить по показаниям пилотажно-навигационных приборов и отклонениям органов управления, то работоспособность системы контроля никак внешне не проявляется вплоть до момента отказа.

Для того чтобы перед выполнением наиболее ответственных режимов полета (например, перед началом автоматического захода на посадку) пилот имел возможность проверить работоспособность системы контроля, введена кнопка «Контроль БСУ», установленная на верхнем электрощитке пилотов.
При нажатии кнопки «Контроль БСУ» включается табло «Путь боковой» и «Путь продол.». Через 2,5 с включается табло «АП боковой» и «АП продол.» и сирена. Отключение автопилота и переключение режимов работы БСУ-ЗП не происходит. Через 5 с после нажатия и отпускания кнопки «Контроль БСУ» табло гаснут, сирена выключается.

6.7. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ БСУ-ЗП

Перед полетом необходимо:

1. Включить АЗС на левой панели АЗС: АЗС-5 «Путь питание», АЗС-15 «Автопилот питание», АЗС-5 «Обогрев рулевых машин», АЗС-2 «Автотриммер», АЗС-2 «Гировертикаль лев. прав.» АЗС-2 «БК-4» На правой панели АЗС включить: три АЗС-5 «Курс-МП № 1 и № 2, сигнализация»; на электрощитке штурмана: переключатель «Коррекция КС от ЦГВ— Отключено» в верхнее положение «АЗС-5», «КС-8 вкл.», АЗС-10 «Обогрев гироагр.». На верхнем электрощитке пилотов включить выключением «Путь», «Обогрев автопилота», «Курс-МП» № 1 и № 2; «Авар. откл. управ, трим. РВ», переключатель ЦГВ установить нейтрально.

На блоке управления «Курс-МП-1» установить частоту системы СП-50М (ILS). Переключатель выбора режимов на селекторе радиосистем установить в положение «1», а переключатель «ILS-СП-50» в нужное положение. Включить преобразователь ПТ-1000Ц. Нажать кнопки арретирования на левом, а затем на правом приборе ПП-1ПМК- После восстановления гировертикалей кнопки отпустить, сравнить показания левого и правого приборов ПП-1ПМК, убедиться в их идентичности и кремальерами совместить линию горизонта с силуэтом самолета. Согласовать курсовую систему, на левом и правом приборах НКП-4К установить стояночный курс. Рукоятки «Разворот», «Спуск--подъем» и «Крен» на пульте управления установить нейтрально. Открыть шторки ламп на приборах ПП-1ПМК, на пульте управления ПУ-16 и селекторе выбора радиосистем. С помощью кнопки проверки ламп табло убедиться в исправности ламп.

2. Проверить работоспособность АТ-2. Для этого АЗС «БК-4» выключить. Рукоятку стопорения рулей поставить в положение «Застопор.». Включить выключатели «Прод.» и «Подг. АП» на пульте управления ПУ-16. Происходит автоматическое согласование продольного канала автопилота. Когда на бленкере пульта управления появится надпись «Подг.», нажать кнопку «Вкл. АП» и убедиться в появлении на бленкере надписи «Включ.».

Предостережение. 1. При проверке АТ-2 с застопоренным рулем высоты пользоваться рукояткой «Спуск — подъем» ***ЗАПРЕЩАЕТСЯ****.*

2. При работающем АТ-2 не пересиливать исполнительный механизм штурвальчиком триммера РВ вручную, так как это может привести к выходу из строя механизмов управления триммером УТ-15 и невозможности использования автотриммера.

Приложив к колонке штурвала усилие «от себя», удерживать стрелку указателя УАТ-3 в среднем положении между средним и верхним индексами. Через 4—6 с после отклонения стрелки должен включиться механизм автотриммера и отклонить триммер вверх, а штурвальчик триммера на «пикирование». После того как триммер отклонится на 2—3°, снять усилие с колонки. Стрелка указателя возвращается в среднее положение, штурвальчик триммера останавливается.

Приложить к колонке штурвала усилие «на себя» и удерживать стрелку на указателе УАТ-3 в среднем положении между средним и нижним индексами. Через 4—6 с механизм триммера начнет отрабатывать триммер вниз, а штурвальчик триммера на «кабрирование». Отключить автопилот кнопкой быстрого отключения на штурвале. Штурвальчик триммера должен остановиться в момент отключения автопилота. Выключить, а затем включить выключатель «Подг. АП» и кнопкой «Вкл. АП» вновь включить продольный канал автопилота. Проворить систему контроля автотриммера АТ-2.

Приложить к кнопке штурвала усилие «от себя» и удерживать стрелку на указателе УАТ 3 против верхнего индекса. Через 8—12 с должны загореться лампочка на УАТ-3 и табло «Автотриммер». Сиять усилие, выключить и вновь включить продольный канал автопилота Лампа на УАТ-3 и табло «Автотриммер» должны погаснуть. Повторить проверку, прикладывая усилия к колонке штурвала «на себя».

3. Проверить работоспособность автопилота. Рукоятку стопоре-ния рулей поставить в положение «Расстопор». Несколько раз отклонить рули до механических упоров; органы управления должны перемещаться без затираний. На пульте управления включить выключатели «Попер.», «Прод.» и «Подг. АП». При появлении на бленкерах надписи «Подг.» кнопкой «Вкл. АП» включить автопилот. При этом рули должны зафиксироваться, а на обоих бленкерах появиться надпись «Вкл.». Проверить работу рукояток «Разворот», «Спуск — Подъем» и «Крен», контролируя правильность перемещения органов управления. Нажать кнопку-лампу «Вкл. КВ», она должна загореться. Нажать на рукоятку «Спуск — Подъем», кнопка-лампа «Вкл. КВ» должна погаснуть.

4. Проверить стыковку автопилота с системой «Путь-4МПА-1К»- Выключить АЗС «Курс-МП: № 1, № 2, сигнализация», выключатель «СТУ» на пульте управления установить в положение «Подг.». Убедиться, что командные стрелки на приборах ПП-1ПМК занимают одинаковые положения в районе центрального кружка, табло «Путь боковой» и «Путь продольн.» не горят. Нажать кнопки-лампы «Курс» и «Глис», они должны загореться; должны загореться также лампочка на левом приборе ПП-1ПМК и табло «Курс» и «Глисс». Штурвальная колонка должна отклониться вперед. На-жать на рукоятку «Спуск — Подъем», кнопка-лампа и табло «Глисс» должны погаснуть. Кремальерой на приборе НКП-4К установить курс, отличный от стояночного на 90°. Должны отклониться вертикальные командные стрелки и соответственно переместиться органы управления. Остановить отклоненными штурвал и педали, нажать и отпустить рукоятку «Разворот». Кнопка-лампа и табло «Курс», лампочка на левом приборе ПП-1ПМК должны погаснуть, а штурвал и педали вернуться в исходное положение.

5. Проверить работоспособность системы контроля. Включить АЗС «БК-4», нажать и отпустить кнопку «Контроль БСУ». Через 2—3 с должна сработать сирена, включиться табло «Путь боковой», «Путь продол.», «АП

боковой», «АП продол.». Автопилот при этом не должен отключаться. Через 2—3 с сирена и табло автоматически выключаются.

6. Проверить отключение автопилота нажатием кнопок быстрого отключения. Удерживая рули самолета вручную, нажать кнопку на штурвале первого пилота. Рули самолета должны мгновенно освободиться, при этом кратковременно звучит сирена.

Включить автопилот и произвести аналогичную проверку от кнопки быстрого отключения на правом штурвале. На пульте управления выключатели: «Подг. АП», «Попер.», «Прод.» и «СТУ» выключить, на левом и правом приборах НКП-4К установить взлетный курс. АЗС «Курс-МП» № 1 и № 2 и «сигнализацию» включить.

7. Использование БСУ-ЗП в полете по маршруту. Автопилот можно включить в установившемся режиме набора высоты, горизонтального полета или снижения с высоты Н=400 м во всем диапазоне эксплуатационных скоростей и чисел М. Перед включением проверить нейтральное положение рукояток «Разворот», «Спуск—Подъем», «Крен», включить выключатели «Прод.» и «Попер.» и «Подг. АП» В режиме установившегося прямолинейного полета (без крена) сбалансировать самолет триммерами. Когда бленкеры пульта управления покажут «Подг.», нажать кнопку «Вкл. АП». На бленкерах должна появиться надпись «Вкл.», а самолет будет продолжать полет в режиме, который был в момент включения автопилота. Приложить небольшие усилия к органам управления и убедиться, что рулевые машины автопилота включены.

Управление самолетом производится с помощью рукояток «Разворот» и «Спуск — Подъем». При необходимости стабилизации высоты в горизонтальном полете нажать кнопку-лампу «Вкл. КВ».

Режим автоматического полета по сигналам радиотехнической системы VOR. Для выполнения автоматического полета в режиме VOR необходимо предварительно настроить аппаратуру «Курс-МП». При устойчивом приеме сигналов радиомаяка VOR выключатель «СТУ» на пульте управления ПУ-16 установить в положение «Подг.». На НКП-4К обоих пилотов установить ЗПУ участка полета. На ГШ-1ПМК обоих пилотов произойдет сведение вертикальных командных стрелок.

Включение автоматического режима производится кнопкой-лампой «Курс» на ПУ-16, которая при этом загорается. Загорается лампа и на левом приборе ПП-1ПМК, что говорит о включении на совместную работу автопилота с левым полукомплектом системы «Путь-4МПА-1К». Потенциометр блока связи БС-КС отключается от бокового автопилота, а вместо него подключается потенциометр крена 7ч блока связи БС-3 и автопилот стабилизирует полет самолета по заданной траектории.

Продольный канал автопилота в режиме стабилизации траектории, задаваемой системой VOR, может работать в режиме стабилизации угла тангажа или барометрической высоты.

Выключение режима VOR осуществляется нажатием и отпусканием рукоятки «Разворот» или выключением выключателя «СТУ» на пульте

управления ПУ-16. Лампа «Курс» на пульте управления ПУ-16 и лампа на левом приборе ПП-1ПМК гаснут. Через 5 с включается блок БС-КС и автопилот переходит в режим стабилизации курса.

А втоматический заход на посадку по сигналам маяков систем СП-50М или ILS. При подходе к аэродрому посадки экипаж получает разрешение на выход на дальнюю приводную радиостанцию (ДРПС) и полную информацию об условиях посадки. При подходе самолет к ДПРС экипажу необходимо:

— установить переключатель на селекторе радиосистем в положение «СП-50М» или ILS;

— установить на блоке управления аппаратуры «Курс-МП> номер канала, соответствующий рабочим частотам СП-50М или ILS на данном аэродроме;

— убедиться в исправной работе аппаратуры «Курс-МП» по прекращению горения ламп К1, К2 и Г1, Г2 на селекторе радиосистем, а также по отклонению стрелок на приборах НКП-4К.;

— задатчик курса на обоих НКП-4К установить на магнитным курс посадки;

— на высоте построения предпосадочного маневра перевести самолет в режим горизонтального полета и нажать кнопку-лампу «Вкл. КВ». Допускается включить корректор высоты при вертикальной скорости не более 5 м/с.

В момент пролета ДПРС необходимо вывести самолет точно на заданный посадочный курс ВПП. До начала первого разворота полет происходит с посадочным курсом в течение времени, определяемого инструкцией по пилотированию самолета, затем рукояткой «Разворот» производят разворот самолета на 90°. Последователь-кость работы системы БСУ-ЗП при автоматическом заходе на по сэдку показана на рис. 39.

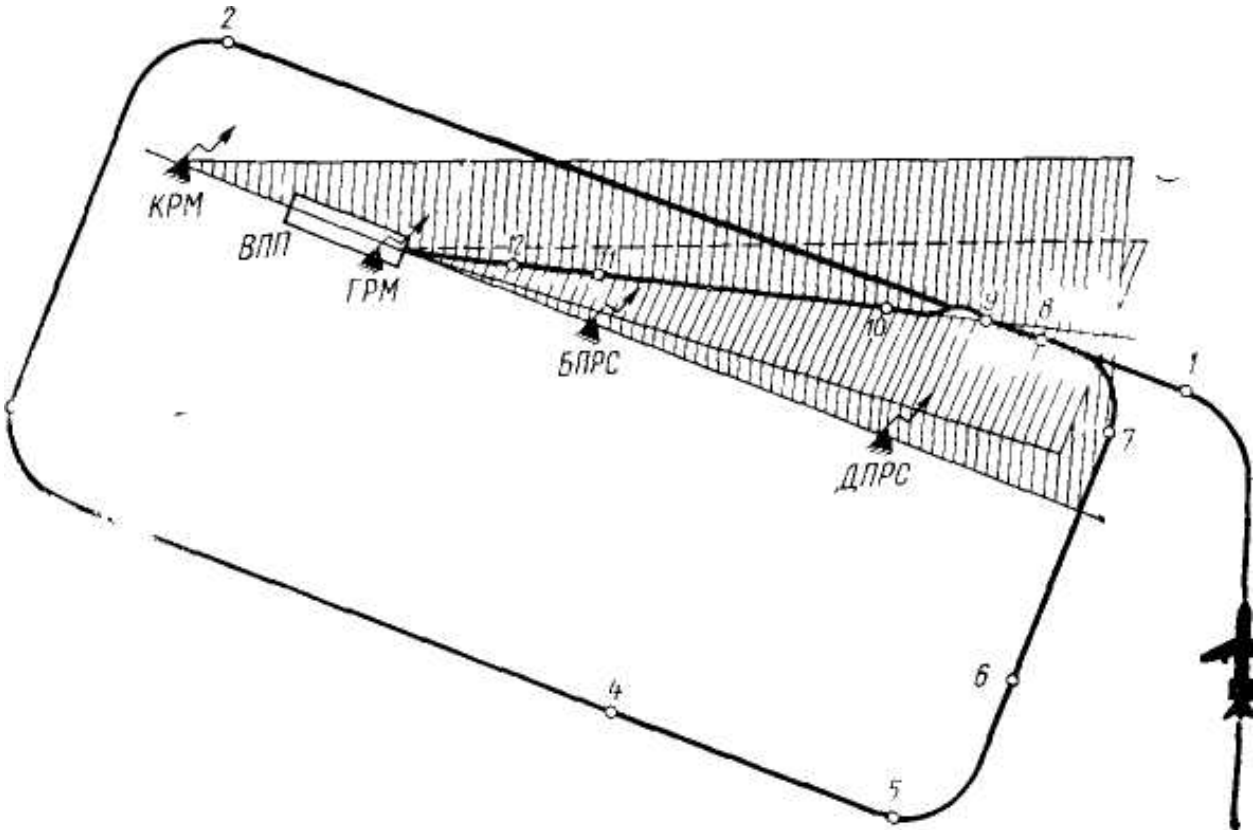


Рис. 39. Последовательность работы БСУ-ЗП при заходе на посадку:
/—включение СТУ и кнопки-лампы КВ, *2*—первый разворот; 3—второй разворот, *4*—выпуск шасси; 5—третий разворот; *6*—выпуск закрылков на 15°; 7—включение кнопки-лампы «Курс», *8*—довыпуск закрылков; *9*—включение кнопки лампы «Глиссада»; *10*—автоматическое переключение передаточных отношении, *11*—-отключение АП (Н=50... 60 м); *12*—отключение АП при «продлении» глиссады (Н=30 м)

Второй и третий развороты (на 90°) производятся по показаниям НКП-4К при КУР, равном 240° (при левом круге) и 120° (при правом круге). Курс самолета и углы разворота контролировать по шкале курсов НКП-4К. При наличии ветра развороты производить с учетом' сноса, поправка на который вводится в КУР *в* начале соответствующего разворота.

После выпуска шасси следует:

—выключатель «СТУ» на пульте управления ПУ-16 установить В положение «Подг.»;

— убедиться в исправной работе системы контроля нажатием кнопки «Контроль БСУ». При этом срабатывает световая и звуковая сигнализации;

— проверить электрический баланс приемников аппаратуры «Курс-МП».

После выполнения третьего разворота выпустить закрылки на 15°. Определив момент начала четвертого разворота, нажать кнопку-лампу «Курс». Кнопка-лампа, табло «Курс» и лампа на левом приборе ПП-1ПМК загораются, после чего самолет входит в крен (не более 20°) в сторону отклонения вертикальной командной стрелки прибора ПП-1ПМК. В дальнейшем вертикальная командная стрелка удерживается автопилотом около нуля. В процессе разворота вести контроль за правильностью вписывания самолета в равносигнальную зону курса по показаниям АРК, НКП-4К, ПП-1ПМК, АГД-1 и по информации диспетчера ДПСП. Четвертый разворот выполняется на таком удалении от ВПП, чтобы выход самолета из

разворота происходил за 3—4 км до входа в глиссаду. После выполнения четвертого разворота, перед входом в глиссаду, довыпустить закрылки на угол 30°. В момент прохождения планки глиссады в приборе НКП-4К через нулевое положение нажать кнопку-лампу «Глисс», после чего начинается автоматическая стабилизация самолета на глиссаде.

При пролете ДПРС убедиться в том, что отклонение самолета от равносигнальных зон курса и глиссады не превышает ± 1 точки по прибору НКП-4К.

При пролете БПРС отклонения самолета от траектории должны находиться по прибору НКП-4К по курсу —в пределах кружка, по глиссаде — не более одной точки.

При достижении самолетом высоты 60 м кнопкой быстрого отключения отключить автопилот.

6.8. НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ БСУ-ЗП И ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА

Экипаж обязан немедленно выключить автопилот или прекратить пилотирование по командным стрелкам, если:

— срабатывает сигнализация отказов БСУ-ЗП;

— крен самолета в режиме управления посредством рукоятки «Разворот» превышает 25°;

— крен самолета на четвертом развороте превышает 20°;

— отклонения самолета от зон курса и глиссады превышают допустимые значения при пролете ДПРС и БПРС;

— после вписывания в равносигнальную зону курса угол крена превышает 10°;

— после вписывания в равносигнальную зону глиссады вертикальная скорость снижения превышает 6 м/с;

— появляются рывки или подергивания органов управления;

— вертикальная перегрузка изменяется более чем на ±0,5 *g*.

В указанных условиях при отсутствии визуальной ориентировки необходимо уйти на второй круг. На высоте предпосадочного маневра окончательно оценить обстановку и принять решение о дальнейших действиях.

ГЛАВА 7

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРИБОРОВ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ И ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

7.1. СУММИРУЮЩИЙ ЭЛЕКТРОЕМКОСТНЫИ ТОПЛИВОМЕР С СИГНАЛИЗАЦИЕЙ СЭТС-470А

1. Назначение

Топливная система самолета Ту-134А предназначена для бесперебойного питания двигателей топливом в любых условиях полета при различных режимах работы двигателей и обеспечивает необходимую дальность и продолжительность полета с сохранением центровки самолета в допустимых пределах.

Топливо размещается в шести баках-кессонах (по три бака в каждой плоскости) и подается в расходные отсеки насосами перекачки в соответствии с установленным порядком расхода.

Топливомер СЭТС-470А предназначен для:

— измерения количества топлива в баках по очередям расхода и суммарного запаса топлива во всех баках на каждую плоскость раздельно;

— автоматического управления расходом топлива по заданной программе исходя из условия сохранения центровки самолета;

— автоматического управления заправкой под давлением снизу в вариантах полной, средней и минимальной заправки;

— сигнализации очередности расхода топлива и остатка топлива 2400 кг, по 1200 кг на каждую плоскость.

2. Комплект и размещение

Указатель УТД-52. Установлен на приборной доске правого пилота….. 1 шт
Переключатель галетный ПГ-4. Установлен рядом с указателем …. 1 шт
Емкостные датчики..... 24 шт
Датчики заправки. Установлены в топливных баках в соответствии со своей маркировкой..... 6 шт
Блоки измерения УТС54Б-52..... 2 шт
Блоки автоматики БАС52А-62..... 2 шт
Блоки заправки БАС52А-63..... 2 шт
Переключатель дистанционный ПД-52-9..... 2 шт
Блоки 5, 6, 7 и 8 расположены в первом техническом отсеке. Переключатель вариантов заправки ПГ-3А. Расположен в правом полукрыле на щитке управления заправкой топлива..... 1 шт

3. Технические данные

1. Топливомер СЭТС-470А должен безотказно работать:
— при напряжении переменного тока 115 В ±10%, частоте 400 Гц ±5% потребляемой мощности не более 90 ВА, при напряжении постоянного тока 27 В ±10%, потребляемой мощности 40 Вт
— при изменении температуры окружающей среды и топлива..... от—60 до +60° С
— при изменении атмосферного давления по высоты от 0 до 20 000 м
— при относительной влажности..... 65±15%
2. Погрешность показаний не превышает ±2% от номинального значения шкалы указателя при нормальных условиях, т. е. при температуре окружающей среды 25±Ю°С, атмосферном давлении 750±30 мм рт. ст., относительной влажности 65±15% на топливе ТС-1
3. Дополнительная погрешность топливомера, вызываемая изменением температуры окружающей среды на каждые 10° С от нормальной температуры в пределах от —60 до +60° С, не превышает ±0,5% от поминального значения шкалы указателя
4. Дополнительная погрешность показаний топливомера при изменении напряжения питания на ±10% и частоты на ±5% не превышает +1% от номинального значения шкалы указателя.
5. Топливомер дает правильные показания только в горизонтальном полете.

Одинаковые элементы комплекта топливомера взаимозаменяемы в пределах общей градуировки.

4. Принцип действия

Электрическая схема топливомера СЭТС-470А состоит из двух частей, измерительной и автоматической, которые работают раздельно для левого и правого крыла.

Принцип действия измерительной части. Принцип действия электроемкостного топливомера основан на измерении электрической емкости датчика-конденсатора, которая изменяется при изменении запаса топлива.

Датчики топливомера устанавливаются в баках вертикально и представляют собой набор труб, электрически изолированных между собой, которые образуют конденсатор. При заполнении баков топливом заполняются воздушные зазоры между трубами, а так как диэлектрическая проницаемость воздуха и топлива различная, то изменение уровня топлива в зазорах приводит к изменению электрической емкости датчика.

Следовательно, для измерения количества топлива в баке нужно измерить величину электрической емкости датчика-конденсатора. Измерение электрической емкости датчиков производится при помощи измерительного моста переменного тока, одним плечом которого является емкость датчика (рис. 40).

Измерительный мост имеет четыре плеча: два плеча образованы резисторами *r1, R1* и *r2, R2, R3, R,* третье плечо образовано конденсатором постоянной емкости C_o, четвертым плечом является переменная емкость датчика C_x, расположенного в баке. Резисторы *r1, Rl, r2, R2* и конденсатор C_o расположены в блоке УТС5-4Б-52.

Потенциометр *R* является делителем напряжения, расположен в указателе УТД-52 и служит для приведения моста в состояние равновесия.

При пустых баках емкость датчика $C_X=C_O$ и мост уравновешен. При заполнении баков топливом емкость датчика C_x увеличивается, мост рассогласуется и появляется разность потенциалов в диагонали ВГ. Сигнал рассогласования моста через усилитель подается в указатель на двигатель, который отрабатывает стрелку и щетку на потенциометре *R* до согласования моста. При уменьшении количества топлива фаза напряжения рассогласования моста изменяется на 180° и двигатель отрабатывает стрелку указателя и щетку потенциометра в обратную сторону.

Диэлектрическая проницаемость, а следовательно, и емкость датчика зависят от плотности топлива, которая, в свою очередь, зависит от температуры и сорта топлива. Поэтому при замене сорта топлива или при изменении температуры в показаниях указателя появляется погрешность, которая в топливомере СЭТС-470А автоматически не компенсируется.

Для регулировки размаха шкалы указателя в схему моста включены реостаты регулировки «нуля» и «максимума» таким образом, что регулировка максимума не отражается на нулевом положении стрелки, так как при пустых баках реостат регулировки максимума шкалы r*2,* резистор *R3* и потенциометр *R* не входят в состав плеча моста, а являются балластом в цепи питания.

Регулировка же «нуля» шкалы влияет на максимальное отклонение стрелки, поэтому при регулировке топливомера на самолете необходимо сначала при пустых топливных баках реостатом *rl* установить стрелку указателя на нуль, а затем при полных баках реостатом r*2* установить стрелку в положение, соответствующее количеству заправленного топлива.

При измерении суммарного запаса топлива принципиальная схема электрического моста такая же, как и при измерении по очередям, только меняется величина емкости C_x, которая равна сумме емкостей всех параллельно включенных датчиков, и величина постоянной емкости Со, которая равна сумме емкостей всех «сухих» датчиков.

Электрическая схема топливомера для одной плоскости самолета имеет четыре измерительных моста: три из них служат для измерения количества топлива по очередям расхода, а один — для измерения суммарного запаса топлива. Выбор измерительных мостов баков первой, второй, третьей очереди и суммы производится переключателем ПГ-4.

Измерение запаса топлива в баках левого и правого крыла производится раздельно и независимо друг от друга, поэтому указатель УТД-52 имеет две стрелки- стрелку с цифрой «1» — для баков левого крыла и стрелку с цифрой «2» — для баков правого крыла.

Для определения общего запаса топлива на самолете нужно переключатель ПГ-4 установить в положение «Сумма» и сложить показания стрелок «1» и «2».

Индикация по указателю УТД-52. По внешней шкале, отградуированной от 0 до 8000 кг с ценой деления 250 кг, определяется суммарный запас топлива, а по внутренней шкале, отградуированной от 0 до 5000 кг с ценой деления 200 кг, — запас топлива по очередям расхода.

На указателе имеется кнопка встроенного контроля для проверки работоспособности измерительной части. При нажатии на кнопку обе стрелки указателя перемещаются на нулевую отметку, так как в схеме вместо емкости датчика-конденсатора подключается замещающая емкость $C_э$, равная по величине емкости «сухих» датчиков.

Принцип действия автоматической части. Автоматическое управление насосами перекачки топлива и электромагнитными кранами по заданной программе осуществляется с помощью индуктивных сигнализаторов. Конструктивно сигнализаторы расположены внутри датчиков-конденсаторов, каждый из них состоит из герметично запаянной обмотки и поплавка с сердечником из ферромагнитного материала.

При определенном уровне топлива поплавок, перемещаясь, вводит сердечник внутрь обмотки. Индуктивность обмотки увеличивается, что приводит к рассогласованию электрического моста (рис. 40,6).

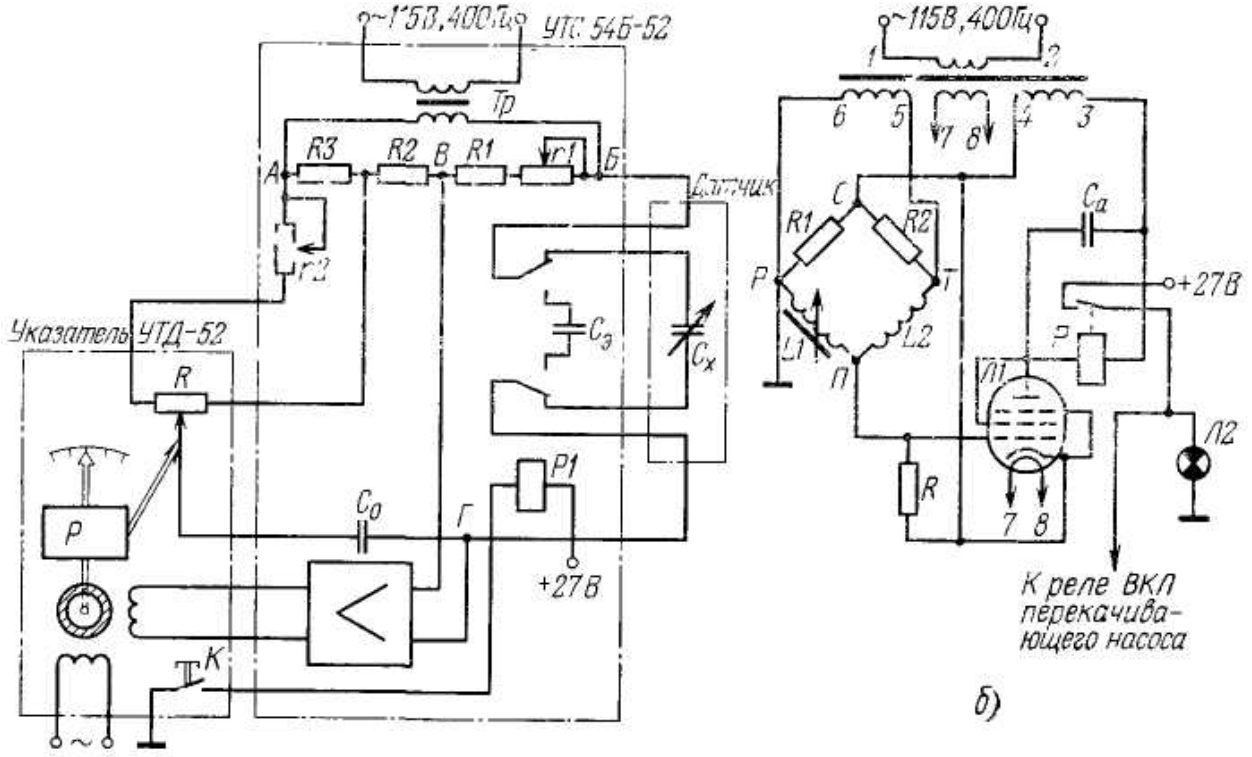


Рис. 40. Принципиальная схема топливомера СЭТС-470А

Сигнал рассогласования моста подается на вход электронного реле, которое срабатывает и своими контактами замыкает цепь питания сигнальных ламп и контакторов, управляющих работой топливных насосов или электромагнитных кранов заправки.

5. Особенности эксплуатации измерительной части

Для обеспечения работы топливомера нужно включить источники питания и проверить наличие напряжения. Затем включить два АЗС-2 «Топливомер лев.» и «Топливомер прав.» на правой панели АЗС и два выключателя «Топливомер лев.» и «Топливомер прав.» на пульте второго пилота. При этом подается питание на блоки УТС54Б-52.

Устанавливая поочередно переключатель ПГ-4 в положения «1», «2», «3» и «сумма», нажимать кнопку на указателе. Перемещение стрелок к нулю должно быть плавным.

Сверить количество топлива по указателю с количеством, указанным в задании на полет. В полете перед отсчетом показаний каждый раз нажимать на кнопку и убеждаться в отработке стрелок к нулю.

Ниже приводится перечень наиболее часто встречающихся неисправностей и причин, вызывающих неправильную работу измерительной части топливомера СЭТС-470А.

Внешнее проявление неисправности	Причины неисправности	Действие экипажа
При нажатии кнопки на указателе стрелки одна или обе неподвижны	Отсутствует питание по переменному току	Проверить два предохранителя на 1 А в РК 115 В штурмана
При включении питания одна или обе стрелки указателя отрабатываются к левому ограничителю шкалы	Нет питания по постоянному току или обрыв в цепях датчиков	Проверить исправность АЗС. Включением датчиков по очередям переключателем ПГ-4 — выявить неисправный датчик
При включении питания одна или обе стрелки отрабатываются к правому ограничителю шкалы указателя	Короткое замыкание в цепи датчика	Переключателем ПГ-4, устанавливая его по очередям, определить неисправную цепь датчиков
При отпускании кнопки на указателе стрелки, одна или обе, перемещаются от нуля к прежнему положению замедленно и неустойчиво	Неисправен усилитель или попала влага под крышку датчика	Если при всех положениях переключателя ПГ-4 стрелки перемещаются вяло, то неисправен усилитель, а если при одном положении, то попала влага под крышку этого датчика
При одном из положений переключателя ПГ-4 указатель завышает показания	Попадание влаги или топлива под крышку датчика	Показание топливомера сверять с показаниями указателя расходомера РТСВ-10-8

7.2. РАСХОДОМЕР ТОПЛИВА РТСВ10-8

1. Назначение

Суммирующий весовой расходомер топлива РТСВ10-8 предназначен для измерения запаса топлива в топливных баках на один двигатель.

2. Комплект и размещение

На самолете установлено два комплекта расходомера: один на левый, другой на правей двигатель. В комплект каждого расходомера входят: Датчик расходомера и плотномера РТСВ10. Части датчика соединены между собой хомутиком.

Датчик установлен в трубопроводе подачи топлива из расходного бака в двигатель..... 1 шт.

Магнитный прерыватель ПМЗА. Крепится на фюзеляже в кабине штурмана по правому борту ..... 1 шт.

Указатель РТСВ10-8. Установлен на средней приборной доске пилотов ..... 1 шт.

3. **Технические данные**

Питание от:

— сети переменного тока напряжением 115 В, частотой 400 Гц, потребляемая мощность 70 Вт;

— сети постоянного тока напряжением 27 В, потребляемая мощность 10 Вт. Погрешность показаний при нормальных условиях. не более ±2%

при температуре от +60 до —40° С.....±4% от номинального

значения шкалы Устойчивая работа при температуре окружающей среды.....от +60 до —60°С, при

допустимых для самолета виброперегрузках, относительной влажности воздуха от 30 до 98%, в диапазоне высот от 0 до 20 000 м
Все элементы комплекта в пределах одноименной тарировки соответственно взаимозаменяемы.

4. Принцип действия

Датчик расходомера установлен в магистрали подачи топлива из топливной системы на двигатель. Чувствительными элементами датчика являются винтовая крыльчатка (датчик расхода) и плоский конденсатор (датчик плотномера). В соответствии с этим схема расходомера состоит из двух частей: схемы измерения объемного запаса топлива на один двигатель и схемы измерения фактической плотности топлива и внесения поправки в показания указателя.

Измерение объемного запаса топлива. Чувствительным элементом является винтовая крыльчатка, скорость вращения которой преобразуется в электрические сигналы, пропорциональные количеству топлива, прошедшего из расходного бака на двигатель. Крыльчатка устанавливается на шарикоподшипниках канале между направляющими аппаратами, которые выравнивают поток топлива до и после крыльчатки и позволяют получить пропорциональную зависимость между скоростью потока топлива и числом оборотов крыльчатки за данное время работы двигателя.

Через червячную передачу, расположенную внутри направляющего аппарата, крыльчатка вращает с замедлением в 30 раз втулку со стальным сердечником, расположенным внутри защитного колпачка С внешней стороны колпачка расположены одна над другой две катушки индуктивности со стальными П-образными сердечниками и обмотками *L1* и *L2* (рис. 41).

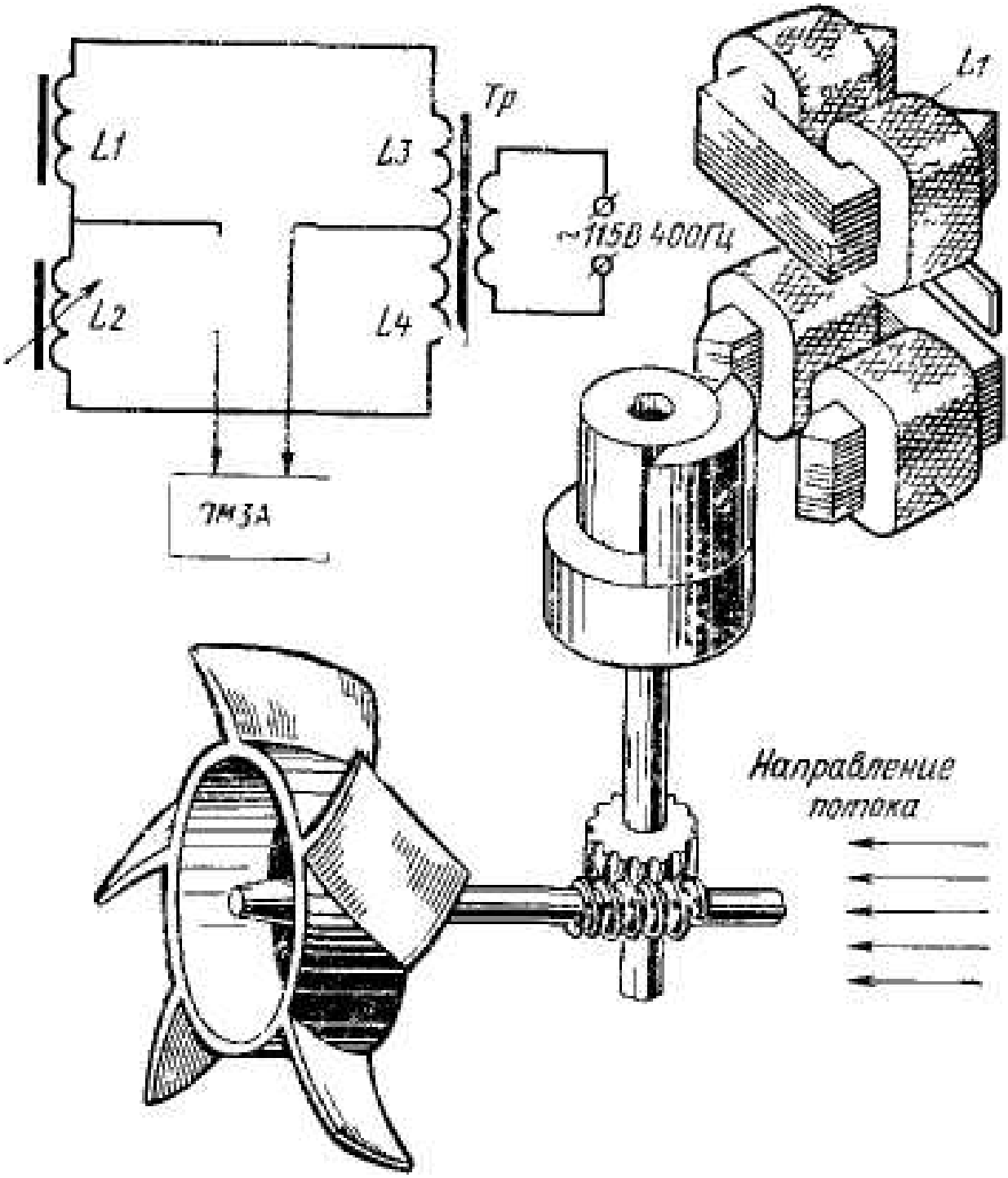


Рис 41 К принципу измерения объемно го запаса топлива

Обмотки L1 и L2 и вторичная обмотка трансформатора образуют электрический мост.

Датчик рассчитан так, что при прохождении топлива (1,538 л) крыльчатка вызывает один оборот сердечника, что приводит к изменению индуктивности обмотки *L2* и рассогласованию моста. Сигнал рассогласования выпрямляется и подается на управляющую обмотку усилителя-прерывателя ПМЗА. Усиленный преобразованный сигнал подается на обмотку электромагнита ЭМ1, который при каждом рассогласовании моста срабатывает и через редуктор «Ред. 1» и дифференциал Др перемещает стрелку указателя на уменьшение показаний (рис. 42).

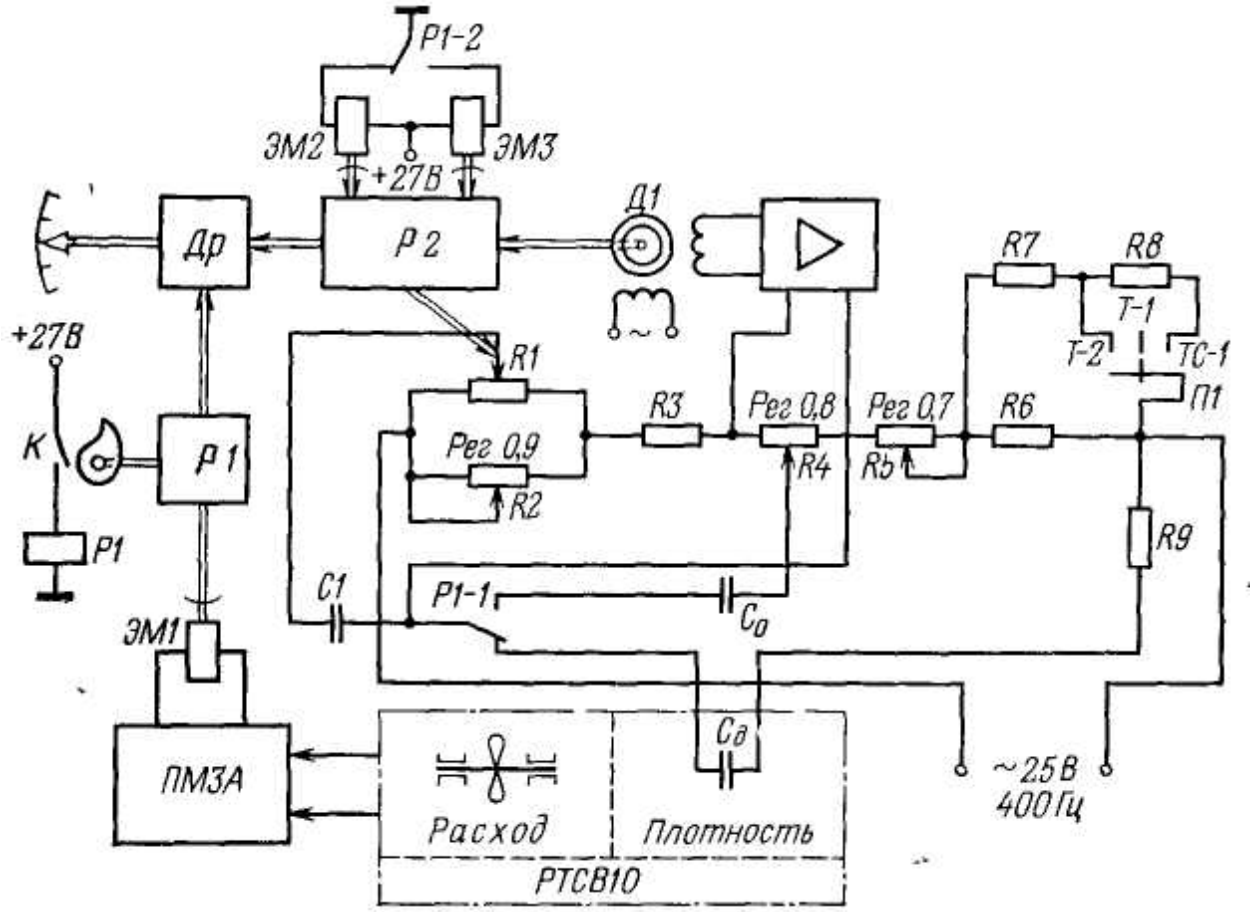


Рис 42 Функциональная схема расходомера РТСВ10-8

Число срабатываний электромагнита пропорционально числу оборотов крыльчатки, т. е. суммарному расходу топлива на двигатель. При расчете редуктора введен постоянный множитель 0,8, соответствующий средней расчетной плотности топлива $Q_{СР}$ = 0,8 г/см^3, поэтому стрелка указателя перемещается на угол, пропорциональный массе топлива при плотности 0,8 г/см^3.

Для устранения погрешности при плотности топлива отличной от расчетной, в показания указателя автоматически через каждые 250 л расхода топлива вносится поправка в виде дополнительного >1ла перемещения стрелки

Ввод поправки на изменение плотности. Схема измерения фактической плотности топлива и внесения поправки в показания указателя показана на рис. 42.

Чувствительным элементом, реагирующим на изменение плотности топлива, является конденсатор $С_д$, который выполнен в виде набора пластин, установленных в датчике РТСВ10. Емкость конденсатора $С_д$ является одним из плеч электрического моста. Сигнал рассогласования моста усиливается и подается на двигатель Д1, который отрабатывает через редуктор «Ред. 2», щетку потенциометра R1 и обеспечивает постоянное согласование моста. При этом движение от двигателя Д1 на стрелку указателя не передается, так как тормозная муфта ЭМ2 находится под током. Таким образом, положение

щетки на потенциометре П1 соответствует фактической, а не расчетной плотности топлива.

Через каждые 250 л расхода топлива электромагнит ЭМ1, перемещая стрелку указателя, поворачивает кулачок и замыкает контакты К. Срабатывает реле Р1, которое контактами Р1-2 обесточивает тормозную муфту ЭМ2 и включает рабочую муфту ЭМЗ, а контактами Р1-1 вместо емкости датчика $С_д$ включает постоянную емкость Со, величина которой равна емкости датчика $С_д$ при плотности топлива 0,8 г/см^3. Если плотность топлива не равна расчетной, то положение щетки на потенциометре *R1* не будет соответствовать подключенному значению емкости Со. Мост оказывается рассогласованным и сигнал через усилитель подается на двигатель Д1. Двигатель через редуктор «Ред. 2» отрабатывает щетку потенциометра П1 до согласования моста и одновременно перемещает стрелку указателя на дополнительный угол, пропорциональный разности расчетной и фактической плотности топлива. Если фактическая плотность топлива меньше 0,8 г/см^3, то дополнительное перемещение стрелки вычитается из основного перемещения и наоборот. После внесения поправки, когда реле Р1 обесточивается, к мосту опять подключается датчик плотности $С_я$ и процесс измерения плотности топлива и внесения поправки повторяется.

Для обеспечения нормальной работы схемы ввода поправок при заправке самолета вместо топлива Т-1 плотностью 0,8 г/см^3 топливом Т-2 или ТС-1 на указателе имеется кремальера, связанная с флажком-указателем сорта топлива и переключателем П1.

Индикация по указателю РТСВ10-8. Указатель имеет шкалу, отградуированную от 0 до 8000 кг с ценой деления 200 кг, и две кремальеры: верхнюю для переключения схемы ввода поправок в соответствии с заправленным сортом топлива я нижнюю для установки перед запуском двигателя стрелок указателя на количество топлива, заправленного в баки данной плоскости.

При запуске двигателя показания указателя по мере расхода топлива уменьшаются и указатель всегда показывает остаток топлива на двигатель.

5. Эксплуатация расходомера

1. Перед запуском двигателей на каждом указателе расходомеров установить верхнюю кремальеру в положение сорта заправленного топлива, а нижней кремальерой установить стрелку на количество топлива, заправленного соответственно в баки левого и правого крыла.

Примечание Запрещается после запуска двигателей производить с помощью кремальеры корректировку показаний указателя расходомера.

2. Включить два АЗС-2 «Расходомер лев.» и «Расходомер прав.» на правой панели АЗС.

3. В полете периодически сравнивать показания указателей расходомеров с показаниями указателя УТД-52 топливомера при установке переключателя ПГ-4 в положение «Сумма».

7.3. АППАРАТУРА КОНТРОЛЯ ВИБРАЦИИ ИВ-200Е 1. Назначение

Бортовая виброизмерительная аппаратура ИВ-200Е предназначена для контроля уровня виброскорости двигателей в процессе их эксплуатации на самолете и сигнализации об опасных виброперегрузках.

Вибрационные перегрузки двигателя могут увеличиваться и достигать критического значения при нарушении нормальной работы отдельных узлов двигателя (подшипники, лопатки турбин и др.) или при совпадении частоты вибрации с частотой собственных колебаний двигателя (резонанс).

2. Комплект и размещение

Датчик вибрации МВ-25Б-В. Установлен на разделительных корпусах двигателей..... 2 шт.
Блок электронный двухканальный БЭ-6. Установлен на этажерке радиооборудования позади кресла первого пилота..... 1 шт.
Указатель ИВ-200. Установлен на щитке приборов силовой установки ..... 2 шт.
Выключатель ИВ-200..... 1 шт.
Кнопка 5К «Контроль ИВ-200». Выключатель и кнопка расположены рядом с указателем ИВ-200 1 шт.

3. Технические данные

Питание электронного блока ..... от сети переменного тока напряжением 115 В 400 Гц через предохранитель СП-1Л в РК 115 В (кабина штурмана, правый борт)
Полоса пропускания..... 50—200 Гц
Чувствительность электронного блока..... не менее 5 мм/с
Погрешность измерения виброскорости в нормальных условиях не превышает:
— в пределах шкалы 20—40 мм/с..... ±15% от верхнего предела диапазона
— в пределах шкалы 40—60 мм/с..... +15% от измеряемой величины
— в пределах шкалы 60—100 мм/ с..... ±10% от верхнего предела
Сигнализация «Вибрация велика» и «Неисправность двигателя» выдается при виброскорости 50±7,5 мм/с

4. Принцип действия

Датчик МВ-25Б-В жестко крепится на двигателе и служит для преобразования скорости установившейся линейной вибрации, действующей в вертикальной плоскости, в электрический сигнал.

Чувствительным элементом датчика является постоянный магнит, подвешенный на пружинах внутри катушки (рис. 43).

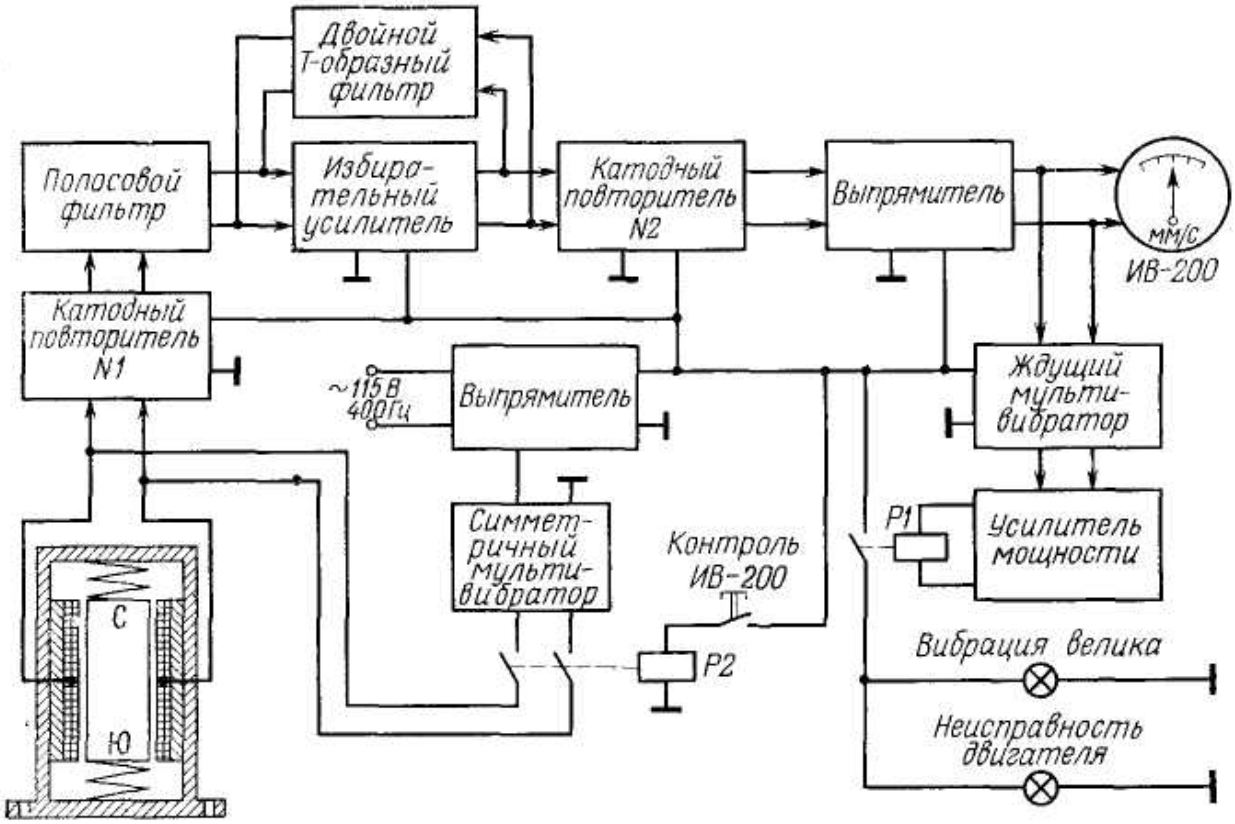


Рис. 43. Функциональная схема измерителя вибрации ИВ-200Е

Под действием вибрации двигателя постоянный магнит перемещается относительно катушки и его силовые линии, пересекая витки обмотки, наводят в них ЭДС, частота которой равна частоте вибрации. Сигнал от обмотки датчика подается на катодный повторитель, который согласует внутреннее сопротивление датчика со входом полосового фильтра, который оказывает минимальное сопротивление для сигналов частотой в диапазоне 20—400 Гц и обеспечивает затухание сигналов других частот. Сигнал с выхода полосового фильтра подается на вход частотно-избирательного усилителя. В усилителе применена отрицательная обратная связь, которая осуществляется через двойной Т-образный фильтр. Фильтр имеет большое сопротивление для сигналов частотой 50—200 Гц и малое сопротивление — для сигналов других частот, поэтому по сигналам, частотой 50—200 Гц усилитель имеет максимальный коэффициент усиления, а по остальным сигналам — минимальный. Сигнал с усилителя через катодный повторить № 2 и выпрямитель подается на указатель и ждущий мультивибратор.

Если частота вибрации двигателя находится вне опасного диапазона, то коэффициент усиления усилителя небольшой, стрелка указателя отклоняется на величину не более 50 мм/с, мультивибратор не срабатывает. Если же двигатель начнет вибрировать с опасной частотой, т. е. с частотой, близкой к частоте собственных колебаний двигателя, которая примерно равна 120 Гц, то коэффициент усиления усилителя резко возрастает, стрелка на указателе отклоняется более чем на 50 мм/с, а мультивибратор начинает генерировать импульсы, которые подаются на усилитель мощности и

вызывают срабатывание реле Р1. Реле включает сигнальную лампочку «Вибрация велика».

Аппаратура контроля вибрации имеет встроенный контроль, который состоит из реле Р2, кнопки «Контроль ИВ-200» на щитке приборов силовой установки и симметричного мультивибратора, генерирующего сигнала частотой 120 Гц. При нажатии на кнопку срабатывает реле Р2, которое подает сигнал от симметричного мультивибратора на вход катодного повторителя № 1 параллельно с сигналами от датчика, и имитируется опасная вибрация двигателя. Стрелка на указателе отклоняется на величину 60—100 мм/с и выдается сигнализация «Вибрация велика» и «Неисправность двигателя».

5. Эксплуатация ИВ-200Е

Перед полетом через 3 мин после включения выключателя «ИВ-200» на щитке приборов силовой установки нажать кнопку «Контроль ИВ-200». Стрелки на указателях «Вибрация лев.» и «Вибрация прав.» должны отклониться до 60—100 мм/с и должны загореться два табло «Вибрация велика» на щитке приборов силовой установки и табло «Неисправность двигателя» на средней приборной доске.

В полете периодически контролировать исправность аппаратуры ИВ-200Е нажатием кнопки «Контроль ИВ-200».

В случае загорания табло «Неисправность двигателя» и «Вибрация велика» при отпущенной кнопке «Контроль ИВ-200» необходимо:

— убедиться по указателю, что виброскорость повышена (более 50 мм/с);

— при виброскорости 50—90 мм/с уменьшить обороты двигателя.

Если табло погаснут и виброскорость станет менее 50 мм/с, продолжить полет на этом режиме, усилив контроль за параметрами двигателя;

— если после уменьшения оборотов двигателя до малого газа виброскорость остается более 50 мм/с, нажать кнопку «Контроль ИВ-200». Если стрелка не отклоняется на 75—100 мм/с, то это значит, что аппаратура ИВ-200Е неисправна. При отсутствии признаков, свидетельствующих о повышенной вибрации, двигатель не выключать и продолжать полет, уделяя особое внимание другим приборам, контролирующим работу двигателя. Если стрелка отклоняется на 75 — 100 мм/с, то неисправный двигатель выключить; при виброскорости более 90 мм/с двигатель экстренно выключить с любого режима.

7.4. ИЗМЕРИТЕЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ ИТ-2Т 1.

Назначение

Измеритель температуры ИТ-2Т предназначен для измерения температуры выходящих газов авиадвигателя в условиях полета и на земле. Измеритель работает совместно с предельным регулятором температуры

ПРТ-35, который ограничивает температуру выходящих газов при работе двигателя на максимальных оборотах.

2. Комплект и размещение

На самолете установлены два измерителя температуры ИТ-2Т на средней приборной доске по одному на левый и правый двигатели. Измерители имеют две шкалы: большую, отградуированную от 300 до 900° С для грубого отсчета, цена деления 20° С и малую от 0 до 20° С для точного отсчета, цена деления 1°С. На каждом двигателе в специально предусмотренных штуцерах реактивного сопла установлено 12 сдвоенных термопар Т-99-1, работающих как на измеритель температуры ИТ-2Т, так и на предельный регулятор температуры ПРТ-35.

Термопары разделены на четыре последовательно соединенные группы по три термопары в группе, соединенные параллельно, что придает высокую эксплуатационную надежность.

3. Технические данные

Питание прибора..... от сети переменного тока напряжением 115 В, частотой 400 Гц

Питание включается выключателем «ИТ-2Т» на верхнем электрощитке пилотов

Диапазон измерения температуры..... от 300 до 900° С

Рабочий диапазон..... от 450 до 750° С

Погрешность измерения температуры при нормальных условиях в рабочем диапазоне .. не более +-3^{0}С, на остальных отметках шкалы.....±4° С

Устойчивая работа при изменении окружающей температуры..... от —60 до +60°С при допустимых для самолета виброперегрузках

4. Принцип действия

Термопара Т-99-1 преобразует температуру выходящих газов в термоэлектродвижущую силу (ТЭДС). ТЭДС четырех групп термопар Т-99-1 суммируется и подается в измерительную схему.

Принцип действия измерительной схемы основан на компенсационном методе измерения ТЭДС. ТЭДС от батареи термопар сравнивается с напряжением компенсации U_K, снимаемым с потенциометра *R3,* запитанного стабилизированным напряжением постоянного тока. ТЭДС и напряжение компенсации U_K включены встречно и, если они равны, то взаимно компенсируются (рис. 44).

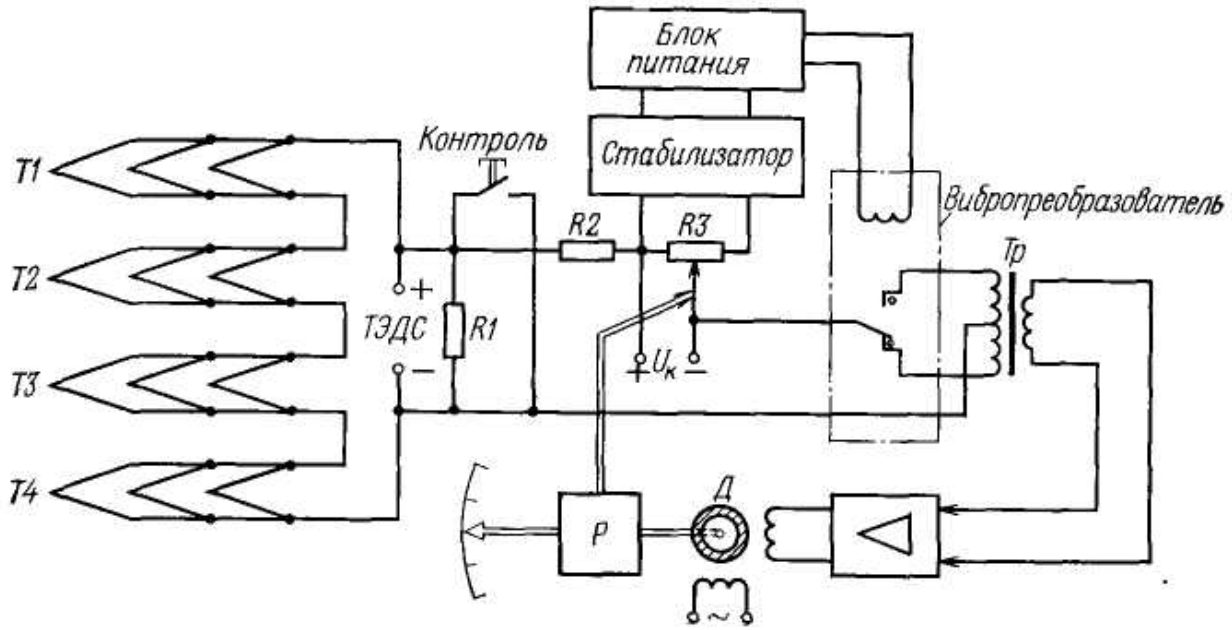


Рис. 44. Функциональная схема измерителя температуры выходящих газов **ИТ-2Т**

При работе вибропреобразователя по полуобмоткам трансформатора Тр ток не проходит и сигнал на усилитель не подается.

При изменении температуры выходящих газов изменяется значение ТЭДС, которая не равна напряжению компенсации U_K. Разность ТЭДС и напряжения Uк вызывает прохождение тока по полуобмоткам трансформатора Тр. Эта разность коммутируется с частотой 400 Гц за счет работы вибропреобразователя, т. е. сигнал постоянного тока преобразуется в сигнал переменного тока и подается на усилитель. Сигнал с усилителя отрабатывается двигателем, который перемещает стрелки измерителя и щетку потенциометра *R3* до положения равновесия, при котором новое значение ТЭДС будет опять уравновешено напряжением компенсации U_K. Каждому значению ТЭДС, а, следовательно, и измеряемой температуры соответствует вполне определенное положение стрелок по шкале измерителя.

Термопары Т-99-1 градуировки НК-СА (никелькобальтспецалюмель) изготовляются двух групп. На задней крышке измерителя имеется переключатель групп термопар, с помощью которого изменяется сопротивление измерительной схемы.

На лицевой части измерителя установлена кнопка для проверки работоспособности измерительной схемы. При нажатии кнопки батарея термопар шунтируется. Напряжение U_K оказывается некомпенсированным, и двигатель перемещает стрелки измерителя к электрическому нулю. При отпускании кнопки стрелки возвращаются в исходное положение.

5. Эксплуатация измерителя тахометра

Перед запуском двигателей включить выключатель питания «ИТ-2Т» на верхнем электрощитке пилотов.

На земле и в воздухе контролировать работоспособность измерителя температуры нажатием кнопки. При этом стрелки измерителя должны перемещаться к электрическому нулю.
В полете при установившемся режиме работы допускается колебание стрелки не более чем на ±3° С. Большие колебания стрелки свидетельствуют о неисправности измерителя или двигателя. При возрастании температуры выходящих газов свыше 630° С двигатель необходимо выключить.

7.5. ТАХОМЕТР ИТЭ-2Т

1. Назначение

Тахометр служит для измерения частоты вращения ротора компрессора авиадвигателя, выраженной в процентах от максимальных оборотов.

2. Комплект и размещение

На самолете установлено два комплекта тахометров: один для измерения частоты вращения первого каскада компрессора, другой — для измерения частоты вращения ротора второго каскада компрессора.
В каждый комплект входят два датчика типа ДТЭ-5Т (по одному на каждый двигатель) и один указатель ИТЭ-2Т.
Датчики ДТЭ-5Т измерения частоты вращения первого каскада компрессор: установлены на правых коробках приводов двигателей, а указатель — на щитке приборов силовой установки.
Датчики ДТЭ-5Т измерения частоты вращения ротора второго каскада компрессора установлены на верхних коробках приводов двигателей, а указатель — на средней приборной доске пилотов.
На указателях по две стрелки: стрелка «1» служит для указания частоты вращения ротора компрессора левого двигателя и стрелка «2» — правого.

3. Технические данные

1. Шкала указателей отградуирована от 0 до 110%, цена деления 1%
2. Погрешность показаний при нормальной температуре не превышает:
— в диапазоне 60—100%..... ±0,5
— в диапазоне 100—110%..... ±1%
3. Для удобства контроля на приборе нанесена риска допустимых минимальных значений оборотов двигателя на взлетном режиме (98,7%) при давлении *p - 760* мм рт. ст. и высоте Н = 0м.

4. Принцип действия

Датчик тахометра представляет собой генератор переменной! тока, ротор которого через привод связан с ротором компрессоре двигателя. В статоре двигателя вырабатывается трехфазная ЭДС1 частота которой пропорциональна частоте вращения ротора компрессора. Сигнал от датчика передается в указатель на синхронный трехфазный двигатель, обороты которого пропорциональны частот подводимого напряжения и, следовательно, равны оборотам ротора датчика. Образуется частотная дистанционная передача «частотный вал», состоящая из генератора датчика и двигателя указателя. Таким образом, в указателе воспроизводятся обороты ротора компрессора авиадвигателя (рис. 45).

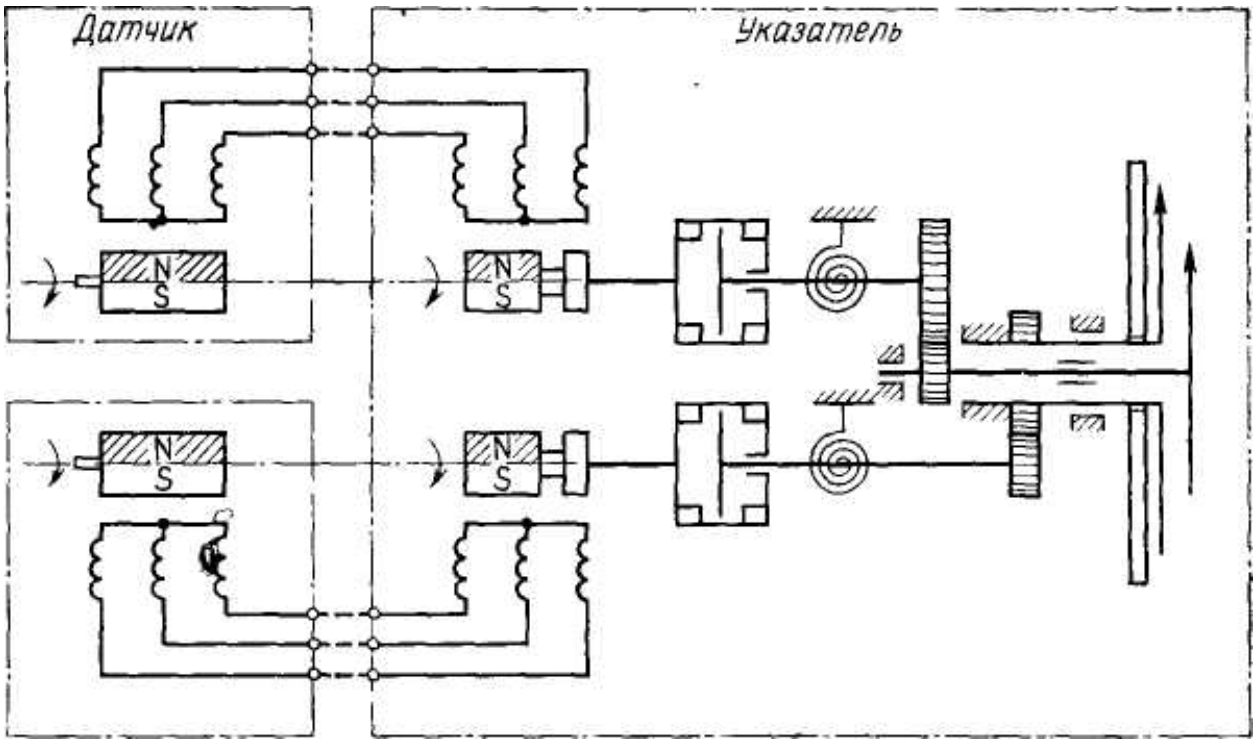


Рис. 45. Принципиальная схема тахометра ИТЭ-2Т

Для измерения оборотов электродвигателя в указателе имеется магнитный узел, состоящий из вращающихся постоянных магнитов и гистерезисного диска, связанного с противодействующей пружиной и стрелкой. Диск под действием вращающего момента отклоняет стрелку на величину, пропорциональную частоте вращения ротора компрессора двигателя.

5. Эксплуатация тахометра

Если при запуске двигателя стрелка указателя не перемещается, то следует постучать по стеклу прибора. Если стрелка и в этом случае не перемещается, то тахометр неисправен. Причиной неисправности может быть выход из строя датчика, указателя или линий связи между ними.

При установившемся режиме работы двигателя допускаются колебания стрелок:

— I каскада на земле.....±0,35%
в полете.....±0,5%
— II каскада на земле.....±0,25%
в полете.....±0,45%

При колебаниях стрелки более чем на ±1% (одно деление шкалы) проанализировать работу всех приборов контроля работы двигателей и при отклонении их показаний от установленных норм двигатель выключить.

7.6. МОТОРНЫЙ ИНДИКАТОР ЭМИ-ЗРТИ

1. Назначение

Трехстрелочный электрический моторный индикатор ЭМИ-ЗРТИ предназначен для измерения:

— высокого давления топлива перед форсунками двигателя;
— давления масла на входе в двигатель;
— температуры масла на входе в двигатель.

2. Комплект и размещение

На самолете установлено два комплекта моторных индикаторов по одному на каждый двигатель. В комплект каждого индикатора входят:

Датчик давления топлива в коллекторе первого контура форсунок ИДТ-100..... 1 шт.
Датчик давления масла на входе в двигатель ИДТ-8..... 1 шт.
Приемник температуры масла на входе в двигатель П-6ЗТр . . 1 шт.
Указатель УИЗ-3..... 1 шт.

Датчики ИДТ-100 и ИДТ-8 установлены на щитке эксплуатационных замеров, расположенном на переднем кожухе камеры сгорания внизу, слева; эксплуатируются с демпферами Д59-2 и Д59-4 соответственно.

Приемник П-6ЗТр установлен на нижней коробке приводов.

Указатели УИЗ-3 установлены на средней панели приборной доски пилотов.

3. Технические данные

Питание манометров.....	напряжением 36 В, 400 Гц от статического преобразователя однофазного тока СПО-4
Питание термометра.....	от аккумуляторной шины через два АЗС-2 «ЭМИ-ЗРТИ-лев.», «ЭМИ-ЗРТИ-прав.» на правой панели АЗС
Диапазон измерения:	
— манометра топлива.....	0—100 кгс/см^2, цена деления10 кгс/см^2
— манометра масла.....	0—8 кгс/см^2, цена деления0,5 кгс/см^2
— термометра масла.....	-50 ... 150° С, цена деления 10° С
Погрешность показаний:	
— манометра топлива.....	+4 кгс/см^2
— манометра масла.....	+0,32 кгс/см^2
— термометра масла.....	+6° С

4. Принцип действия

Манометры ИДТ-100 и ИДТ-8 имеют одинаковую принципиальную схему.

Чувствительным элементом приемника давления является мембрана, соединенная с якорем индуктивного датчика (рис. 46,а).

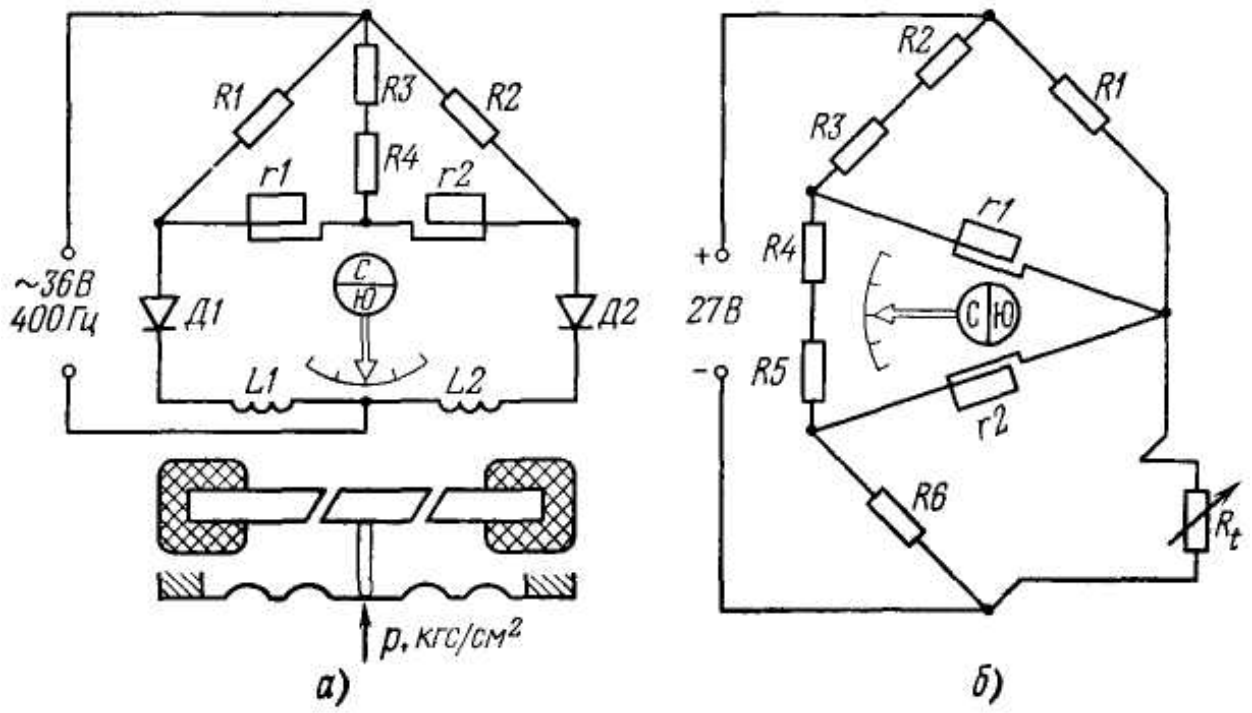


Рис. 46. К принципу действия моторного индикатора ЭМИ-ЗРТИ

Указателем служит двухрамочный логометр с неподвижными рамками и подвижным постоянным магнитом, на оси которого укреплена стрелка.

Датчик и указатель соединены по схеме неуравновешенного моста, плечами которого являются резисторы *R1* и *R2* в указателе и обмотки индуктивности *L1* и *L2* в датчике. В указателе установлены два диода *Д1* и *Д2,* которые преобразуют переменный ток в пульсирующий, содержащий переменную составляющую, обеспечивающую работу индуктивного датчика, и постоянную составляющую, обеспечивающую работу логометра указателя. При изменении давления топлива (масла) мембрана прогибается, перемещая якорь индуктивного датчика, что приводит к изменению соотношения индуктивных сопротивлений обмоток *L1* и *L2.* Изменяется соотношение токов в рамках логометра и направление результирующего магнитного потока. Постоянный магнит, установить своими полюсами по направлению результирующего магнитного потока рамок, отклоняет стрелку по шкале в положение, соответствующее подводимому давлению.

Чувствительным элементом термометра является теплочувствительный резистор (никелевая проволока), сопротивление которого зависит от температуры масла. Теплочувствительный резистор является одним из плеч двойного моста, в диагонали которого включены рамки логометра указателя, конструктивно выполненного так же, как и в указателях давления топлива и масла (рис. 46,6).

5. Возможные неисправности

1. Стрелка указателя манометра не отклоняется от нуля. Причина: не подается питание 36 В, 400 Гц или засорился демпфер, через который к приемнику подводится давление.
2. При отсутствии давления в системе стрелка манометра не устанавливается на «0». Причина: остаточный прогиб мембраны приемника, что возможно при эксплуатации приемника без демпфера.
3. Стрелка термометра зашкаливает за +150°С. Причина: обрыв в цепи приемника П-63ТР, нет контакта в штепсельном разъеме.
4. Стрелка термометра зашкаливает за —50° С. Причина: нет питания постоянным током + 27 В, короткое замыкание в цепи приемника П-63ТР.

7.7. МАНОМЕТРЫ ДИМ-4Т И ДИМ-8Т

Манометр низкого давления топлива ДИМ-4Т служит для измерения давления топлива на входе в топливный насос-регулятор НР-ЗОАР.
В комплект манометра ДИМ-4Т входят:
1. Датчик ИДТ-4. Смонтирован на щитке эксплуатационных замеров, расположенном на переднем кожухе камеры сгорания двигателя. Эксплуатируется с демпфером Д-59-4.
2. Указатель УИ1-4. Установлен на средней панели приборной Доски. Шкала от 0 до 4 кгс/см^2, цена деления 0,2 кгс/см^2.
Манометр ДИМ-8Т измеряет давление воздуха перед воздушным стартером в системе запуска двигателей.

В комплект манометра ДИМ-8Т входят:

1. Датчик ИДТ-8. Установлен на балке шпангоута № 55.
2. Указатель УИ1-8. Установлен на щитке приборов силовой установки и ВСУ. Шкала отградуирована от 0 до 8 кгс/см^2, цена деления 0,2 кгс/см^2.
Питание манометров ДИМ-4Т и ДИМ-8Т осуществляется напряжением 36 В, 400 Гц от преобразователя СПО-4
Принцип работы манометров ДИМ-4Т и ДИМ-8Т такой же, как манометра индикатора ЭМИ-ЗРТИ.

7.8. ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ

Термоэлектрический термометр ТЦТ-13 служит для измерения температуры горячего воздуха, подаваемого от компрессоров двигателей на обогрев носков крыла, киля воздухозаборника, двигателя и лопаток входного аппарата.

На самолете Ту-134А установлено три комплекта термометра ТЦТ-13. Три измерителя ТЦТ-1 расположены на щитке приборов силовой установки и имеют надпись «Лев. в/заборник», «Крылья и киль» и «Прав, в/заборник».

Термопары Т-3 (3 шт.) установлены в трубопроводах горячего воздуха противообледенительной системы. Схема термометра ТЦТ-13 представлена на рис. 47.

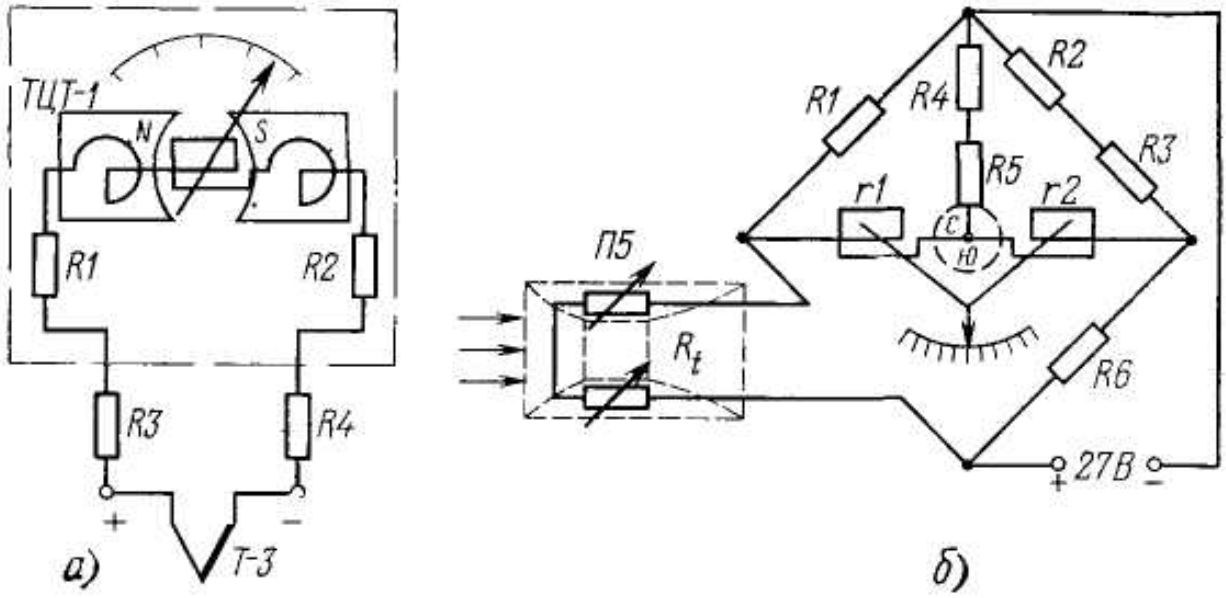


Рис 47 Схема термометров ТЦТ-13 и ТНВ-15

Принцип действия основан на измерении ТЭДС термопары градуировки «Хромель (+)—копель (—)» с помощью измерителя, который представляет собой милливольтметр со шкалой от —50 до 30°С, цена деления 10°С, погрешность +5° С.

Термометр ТУЭ-48 служит для измерения температуры воздуха в линии вентиляции, в линиях обогрева и пассажирских салонов.

На самолете установлен один комплект термометра, который включает:

1. Указатель ТУЭ-48. Установлен на приборной доске правого пилота.
2. Три приемника П-1, которые расположены в трех точках в коробе вентиляции, в панелях переднего и заднего салонов.

Подключение приемников к указателю осуществляется трехпозиционным переключателем «Вент., I, II сал.».

Термометр получает питание от бортсети через АЗС-2 «ТУЭ-48», расположенном на правой панели АЗС. Схема и принцип работы термометра ТУЭ-48 и термометра индикатора ЭМИ-ЗРТИ идентичны.

Термометр ТВ-19 служит для измерения температуры воздуха в переднем и заднем салонах.

На самолете установлено два комплекта термометра. Два указателя ТВ-1 расположены в буфете и имеют надпись «Температура переднего салона» и «Температура заднего салона». Каждый из указателей работает с тремя приемниками П-9, которые соединены последовательно и их сопротивление пропорционально средней температуре, измеренной в трех точках пассажирского салона.

Схема термометра ТВ-19 представляет собой неуравновешенный мост, одним плечом которого являются три последовательно соединенные приемника П-9. В диагональ моста включены рамки указателя,

представляющего собой двухрамочный логометр с подвижными рамками и неподвижным постоянным магнитом. Шкала указателя отградуирована от — 60 до +60°С, цена деления 5° С, погрешность измерения температуры +5° С.
Термометр наружного воздуха ТНВ-15. На самолете установлены два комплекта термометров ТНВ-15. Указатели ТНВ-1 установлены по одному на приборных досках левого пилота и штурмана. Приемники температуры П-5 установлены на бортах в носовой части фюзеляжа.

Принципиальная схема термометра ТНВ-15 такая же, как и термометра ТВ-19. Приемник П-5 выполнен в виде трубки переменного сечения. В узком сечении приемника установлена катушка никелевой проволоки. При полете самолета встречный поток воздуха попадает в диффузор приемника и, начиная со скорости М=0,4, в узком сечении приемника устанавливается критический режим, характеризующийся местной скоростью звука (рис. 47,6).

При критическом режиме отношение температуры, воспринимаемой теплочувствительным элементом (никелевой проволокой), к температуре полного торможения — величина постоянная, равная 0,979. Термометр показывает температуру торможения воздушного потока и, следовательно, указывает завышенное значение температуры. Значение истинной температуры наружного воздуха определяется по формуле

$$t = t_{\text{пр}} - \Delta t,$$

где tпр, — показания прибора; *Δt* — поправка к ТНВ-15, которая определяется по величине истинной скорости на навигационной линейке НЛ-10, шкала № 16, или следующим образом:

$V_{\text{ист}}$	100;	200;	300;	400;	500;	600;	700;	800	900;	1000
Δt	0;	1:	2;	2;	4;	8;	13;	19;	25;	35

ГЛАВА 8

ПРИБОРЫ ВЫСОТНОЙ И КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМ

8.1. РАСХОДОМЕРЫ ВОЗДУХА УРВ-1500 И УРВК

Расходомер воздуха УРВ-1500 предназначен для измерения расхода воздуха, подаваемого в герметичную кабину по системе обогрева.

Прибор состоит из двух основных узлов: датчика и указателя расхода воздуха (рис. 48,а).

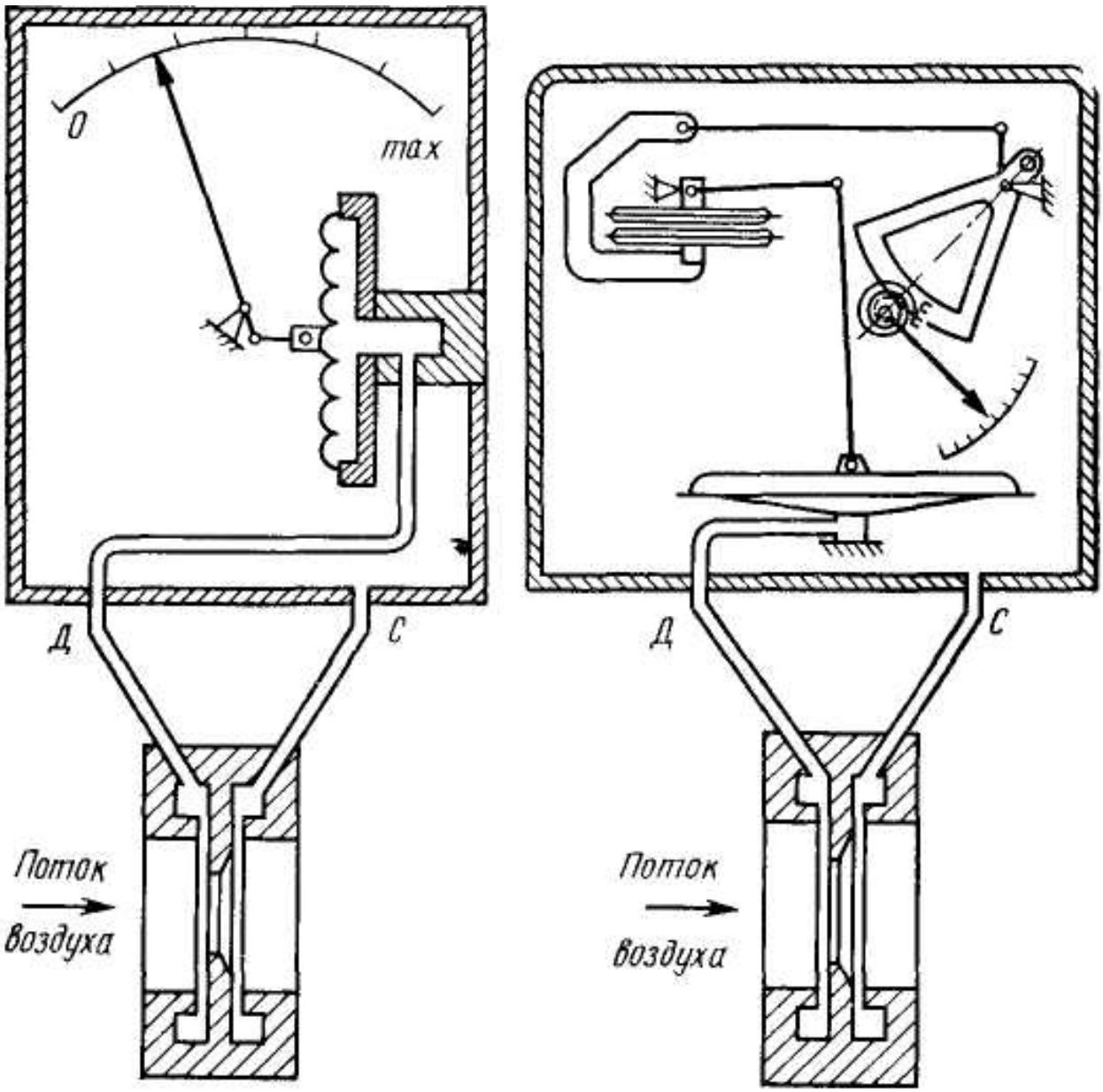


Рис 48 Расходомеры воздуха УРВ 1500 и УРВК

Датчиком является мерная шайба, установленная в трубопроводе системы обогрева. Поток воздуха, проходя через шайбу, сужается, его скорость увеличивается, а давление падает. Перепад давления воздуха до и после мерной шайбы пропорционален количеству воздуха, прошедшего через шайбу за единицу времени, и измеряется указателем. В герметичный корпус указателя через штуцер «С» подается давление потока воздуха за мерной шайбой, а в манометрическую коробку через штуцер «Д»— давление потока до мерной шайбы. Ход манометрической коробки под действием перепада давлений передается на стрелку, которая указывает расход воздуха в условных единицах по шкале, отградуированной от 0 до 15. Цена условной единицы на высоте Н=0 м равна 155 кг/ч, а с высоты Н=10 000 м равна 105 кг/ч. Нормальные показания расходомера УРВ-1500 в полете 4—12 единиц.

Расходомер воздуха УРВК измеряет расход воздуха, подаваемого в герметичную кабину по системе вентиляции. Устройство и принцип работы УРВК аналогичны расходомеру УРВ-1500, но в передаточный механизм

указателя введен корректор-анероидная коробка, которая с подъемом на высоту расширяется и увеличивает передаточное отношение механизма, передающего движение от манометрической коробки к стрелке (рис. 48,6). Благодаря этому учитывается уменьшение плотности воздуха с увеличением высоты полета. Шкала расходомера отградуирована от 1 до 10 единиц. Цена условной единицы 700 кгс/ч на всех высотах полета. Нормальные показания 1—4,4 единицы.

Указатели расходомеров УРВ-1500 и УРВК установлены на приборной доске правого пилота.

8.2. УКАЗАТЕЛЬ ВЫСОТЫ И ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ УВПД-5-0.8К

Указатель высоты и перепада давления УВПД-5-0,8К измеряет условную высоту в кабине относительно давления 760 мм рт. ст. и разность между давлением воздуха в герметичной кабине и в окружающей атмосфере. В соответствии с назначением УВПД-5-0,8К имеет два чувствительных элемента: анероидные коробки для измерения барометрического давления (высоты в кабине) и манометрическую коробку для измерения перепада давления воздуха в кабине и в атмосфере.

В корпус прибора через штуцер «Д» подается давление воздуха в кабине. Это давление воспринимается анероидными коробками и передается на стрелку, которая по шкале, отградуированной от 0 до 5000 м (цена деления 100 м), указывает высоту в кабине.

К манометрической коробке через штуцер «С» подводится давление от статической системы самолета. Ход коробки передается на стрелку перепада давления. Шкала указателя перепада отградуирована соответственно от — 0,03 кгс/см^2 до 0 и от 0 до -1-0,8 кгс/см^2. Цена деления при положительном перепаде 0,02 кгс/см^2, при отрицательном перепаде 0,01 кгс/см^2.

Указатель УВПД-5-0,8К установлен на приборной доске правого пилота.

Перед полетом по УВПД-5-0,8К следует убедиться, что стрелка перепада давления находится на «0», а высота в кабине соответствует барометрической высоте аэродрома. В наборе высоты до 6300 м перепад давления растет и достигает постоянного уровня 0,57±0,02 кгс/см^2, при этом высота в кабине зависит от высоты полета, но не должна превышать 3000 м±150 м.

8.3. ВЫСОТНЫЙ СИГНАЛИЗАТОР ВС-46

Высотный сигнализатор ВС-46 предназначен для информации членов экипажа самолета о необходимости перехода на кислородное питание при падении давления в герметичной кабине ниже допустимого. ВС-46 представляет собой кабинный высотомер с контактным устройством, которое при условной высоте в кабине 3000±150 м включает четыре желтые

лампочки «Кислород» на кислородных щитках пилотов, штурмана и лоцмана, при этом прерывисто звучит сирена.

Достоверность срабатывания ВС-46 нужно контролировать по показаниям УВПД-5-0,8К При падении давления в герметичной кабине необходимо перейти на дублирующую систему регулирования, а при достижении условной высоты в кабине 4000 м и более выполнять аварийное снижение. ВС-46 установлен в торце правого пульта в кабине пилотов (шпангоут № 4). На корпусе ВС-46 имеется диск со шкалой, оцифрованной от 1000 до 5000 м, для установки заданной высоты срабатывания сигнализатора (Нкаб = 3 км). Питание цепей сигнализации осуществляется напряжением 27 В от бортсети через АЗС-2 «Сигнализация падения давления» и АЗС-2 «Сирена» на правой панели АЗС.

8.4. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Кислородное оборудование предназначено для питания кислородом членов экипажа и пассажиров и используется:

— как аварийное средство в случае разгерметизации кабины;

— как облегчающее средство для пассажиров плохо переносящих высотные полеты.

Процентное содержание кислорода в атмосферном воздухе по высотам почти не изменяется. Однако влияние кислорода на процесс дыхания на различных высотах различно. Объясняется это тем, что для дыхания важно не процентное содержание кислорода в воздухе, а его парциальное давление, т. е. часть общего атмосферного давления, приходящаяся на долю кислорода. В атмосферном воздухе содержится 21% кислорода, парциальное давление кислорода у земли равно 159 мм рт. ст. С увеличением высоты атмосферное давление падает, а вместе с ним уменьшается парциальное давление кислорода и процесс диффузии кислорода в кровь через легкие затормаживается. Кровь насыщается кислородом недостаточно и наступает кислородное голодание.

При полетах на высотах до 3000 м с небольшим уменьшением парциального давления кислорода организм человека справляется безболезненно за счет усиления деятельности легких и сердца. На высотах до 4—4,5 км кровь насыщается кислородом только на 80— 85%, в организме человека происходят функциональные расстройства, связанные с кислородным голоданием.

Характерно, что испытывающий кислородное голодание человек не чувствует его и чаще всего не осознает того тяжелого состояния, в котором он находится, до самого момента потери сознания. Высота 4,5 км является физиологическим пределом полета в разгерметизированной кабине, так как с увеличением высоты функциональные расстройства в организме человека становятся все более ощутимыми. Даже кратковременное пребывание человека на высоте 6,5--7 км в разгерметизированной кабине без

кислородного прибора может повлечь за собой внезапное наступление обморочного состояния.

Высота 8000 м является «порогом смерти», при которой нарушение функционирования столь велико, что даже быстрое снижение не всегда может восстановить жизненные процессы.

Назначение кислородных приборов состоит в том, что они с возрастанием высоты увеличивают процентное содержание кислорода во вдыхаемом воздухе так, что при уменьшении атмосферного давления парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе остается неизменным или уменьшается незначительно.

Кислородное оборудование самолета Ту-134А состоит из стационарного и переносного.

Стационарное кислородное оборудование обеспечивает жизнедеятельность членов экипажа и одного бортпроводника на рабочих местах в нормальных и аварийных условиях полета.

Переносное оборудование служит для кратковременного питания кислородом пассажиров, ощущающих кислородное голодание во время нормального полета, а также для членов экипажа и бортпроводников при необходимости передвижения их при разгерметизации кабины.

На самолете Ту-134А используется медицинский газообразный кислород, соответствующий ГОСТу 5583—50. Основной запас кислорода хранится в баллоне емкостью 92 л при давлении 30 кгс/см^2, расположенном в первом техническом отсеке (шпангоуты № 20— 22). Заправка баллона осуществляется от передвижной кислородной зарядной станции со щитка зарядки, расположенного в первом техническом отсеке.

Кислород от баллона подводится к шести кислородным щиткам на рабочих местах членов экипажа. На каждом щитке установлены:

— кислородный прибор КП-24М;
— запорный кислородный вентиль КВ-5;
— индикатор потока кислорода ИП;
— кислородная маска КМ-32АГ.

На щитках первого и второго пилотов дополнительно установлены манометры КМ-13М для контроля давления кислорода в магистрали. На щитке бортпроводника имеется шланг со штуцером для подзарядки кислородных баллонов переносных приборов.

Переносное кислородное оборудование состоит из трех приборов КП-19 с баллонами емкостью 7,5 л каждый (для экипажа) и восьми переносных приборов КП-21 с баллонами емкостью 1,7 л (для пассажиров). Приборы КП-19 установлены в багажнике за кабиной экипажа. Приборы КП-21 с кислородными масками КМ-15М скомплектованы по четыре штуки в переносной корзине. Корзины установлены в пассажирской кабине на полу за последним рядом кресел. При наличии пассажиров, нуждающихся в кислородном питании, бортпроводник выдвигает корзину и разносит им баллоны с приборами К.П-21.

8.5. КИСЛОРОДНЫЙ ПРИБОР КП-24М

1. Назначение

Прибор КП-24М предназначен для длительного питания кислородом членов экипажа при полетах в разгерметизированной кабине на высотах до 12 км. Он относится к группе стационарных кислородных приборов типа «легочный автомат» с автоматической регулировкой по высотам процентного содержания кислорода в газовой смеси.

2. Технические данные

Работа прибора при подводимом к нему давлении кислорода.....от 30 до 6 кгс/см^2

Процентное содержание кислорода во вдыхаемой смеси по высотам находится в следующим пределах:

Высота, км	0;	2;	4;	6;	8;	10
Содержание кислорода, %	21—40;	27—45;	35—55;	49—70;	68—90;	95—100

3. Устройство и принцип действия КП-24М

Принцип действия прибора КП-24М основан на разности давления внутри прибора и вне его, создаваемого усилиями легких при входе. При открытом вентиле (рис. 49) кислород из системы подается к манометру и через входной штуцер *2* в редуктор *3,* где давление понижается до 6,2—3,6 кгс/см^2. При вдохе усилием легких человека в подмембранной полости прибора создается разряжение, вследствие чего мембрана *5* прогибается внутрь прибора, через передаточный механизм *6* открывает клапан *8* и кислород из редуктора устремляется в сопло эжектора *9.* Кислород, протекая через сопло с большой скоростью, создает в полости эжектора разряжение, тем самым обеспечивая подсос воздуха из кабины. Автомат подсоса воздуха 11 до высоты 2 км по указателю УВПД-5-0,8К имеет малое сопротивление и в маску подается кабинный воздух с примесью кислорода только при глубоком вдохе. На высоте более 2 км анероиды автомата подсоса воздуха расширяются, прикрывают клапаны и уменьшают подсос воздуха. На высоте 10 км по указателю УВПД-5-0,8К клапаны автомата подсоса воздуха полностью закрываются и в маску начинает поступать только чистый кислород.

Подсос воздуха можно исключить на любой высоте. В случае появления в кабине дыма или вредных газов нужно рукоятку автомата подсоса воздуха 11 поставить в положение «100% O_2». Клапаны автомата подсоса воздуха закрываются и прибор начинает работать в режиме «летного противогаза».

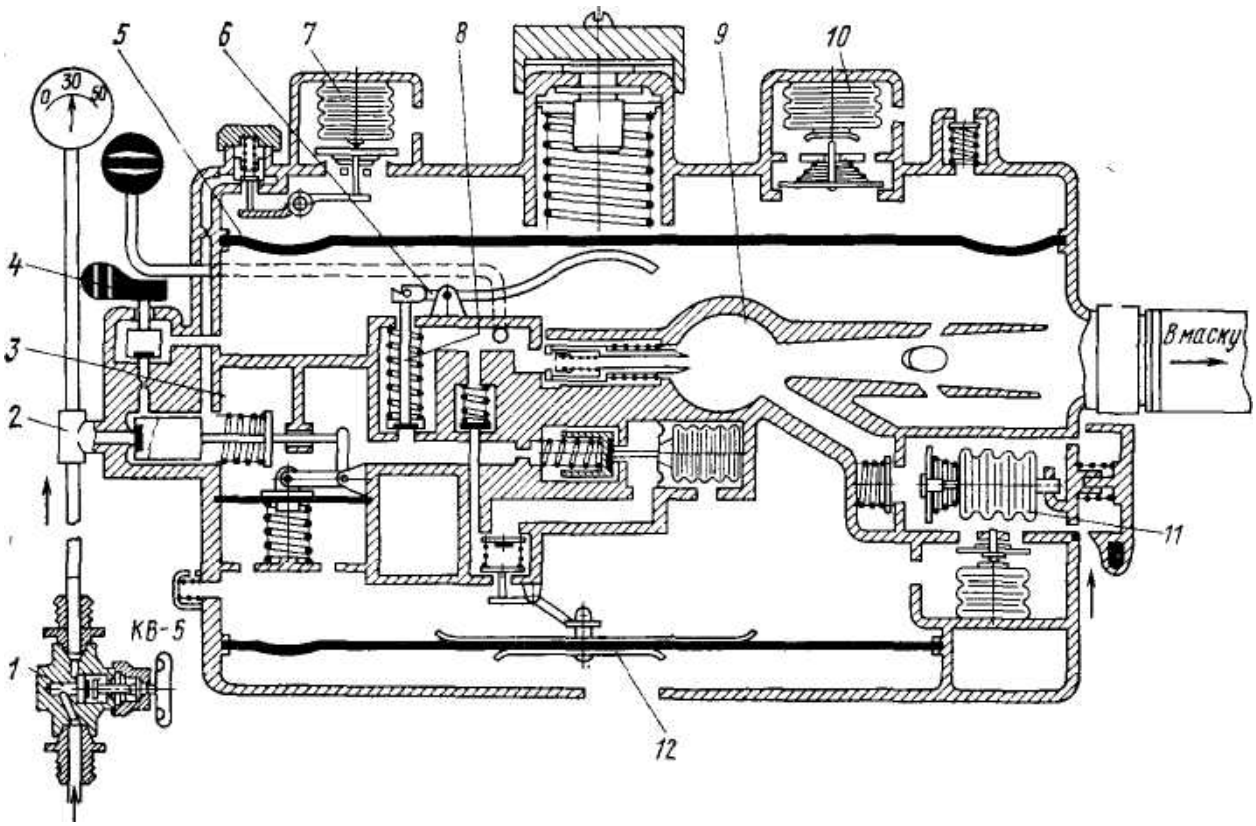


Рис. 49. Принципиальная схема кислородного прибора КП-24:
1—запорный вентиль КВ-5; 2—входной штуцер прибора КП-2Ш; 3—редуктор; 4—рукоятка аварийной подачи кислорода; 5—мембрана; 6—передаточный механизм; 7—пускатель кислорода; 8—клапан легочного автомата; 9—эжектор; 10—регулятор избыточного давления, Л—автомат подсоса воздуха; 12—регулятор малого избыточного давления

При открытии клапана *8,* т. е. при каждом вдохе, кислород подается не только в сопло эжектора, но и в корпус индикатора потока ИП. Сильфон индикатора потока разводит сегменты. При выдохе клапан *8* закрывается и сегменты индикатора потока сходятся.

Для устранения влияния негерметичности маски на величину парционального давления кислорода в приборе КП-24М предусмотрен регулятор малого избыточного давления. Если маска неплотно прилегает к лицу и есть утечка кислорода, то за счет эжектора мембрана *12* прогибается и открывает клапан. Через запорный и обратный клапаны обеспечивается непрерывная подача кислорода от 11 до 20 л/мин и этим компенсируется утечка кислорода из маски. Если маска герметична, то мембрана *12* с клапаном выполняет роль регулятора малого избыточного давления, поддерживающего давление в приборе и маске на 30—40 мм вод ст. больше, чем давление в кабине. При большой легочной вентиляции кроме непрерывной подачи работает и легочный автомат, увеличивая расход кислорода более чем на 20 л/мин.

На высотах 11 —13 км по указателю УВПД-5-0,8К анероид *7* открывает клапан и пропускает кислород из редуктора через дюзу в надмембранную полость. Создается большое избыточное давление, величина которого регулируется клапаном *10.*

При нарушении работы прибора или при плохом самочувствии нужно рукоятку *4* аварийной подачи кислорода поставить в положение «Открыто». На любой высоте кислород в маску будет подаваться непрерывно, при этом сегменты на индикаторе потока ИП закрыты.

8.6. КИСЛОРОДНЫЕ ПРИБОРЫ КП-19 И КП-21

Кислородный прибор КП-19 в комплекте с баллоном емкостью 7,5 л используется членом экипажа при перемещении в разгерметизированной кабине в полете на высоте от 4 до 12 км. Прибор КП-19 используется с кислородной или дымозащитной масками члена экипажа.

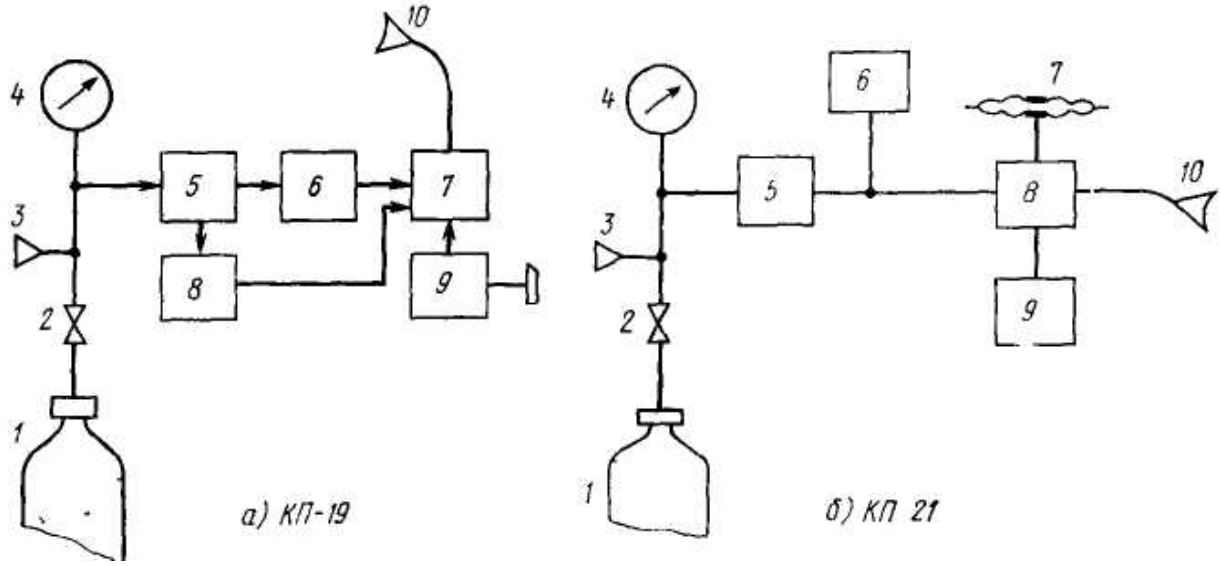


Рис 50 Структурные схемы кислородных приборов КП-19 и КП 21

По принципу действия прибор КП-19 — «легочный автомат», который подает смесь кислорода с воздухом или чистый кислород только во время вдоха. Прибор имеет рукоятки «Авария, Открыто— Закрыто и Смесь — чистый кислород» Пользование рукоятками приборов КП-19 и КП-24М аналогично.

Для зарядки баллона кислородом открыть вентиль *2* и через зарядный штуцер *3* заполнить кислородом баллон до 30 кгс/см^2, определяя давление по манометру *4* (рис. 50).

При пользовании прибором открыть вентиль *2* Кислород из баллона поступает в редуктор *5,* затем, при вдохе, в камеру легочного автомата *6,* откуда в камеру смешивания 7, где смешивается с кабинным воздухом и подается в маску. При необходимости переключения члена экипажа с питания от стационарной системы на питание из переносочного прибора КП-19 кислородную маску КМ-32АГ не снимать, глубоко вдохнуть, отсоединить шланг от прибора КП-24М, подойти к прибору КП-19, подсоединить шланг маски к прибору КП-19, открыть вентиль подачи кислорода. Переключатель подсоса воздуха поставить в положение «Чистый кислород». При затрудненном дыхании или плохом самочувствии открыть красный вентиль

аварийной подачи. По манометру контролировать запас кислорода и не допускать снижения давления менее 8—6 кгс/см^2.

Кислородный прибор КП-21 предназначен для питания кислородом пассажиров в нормальных условиях полета. Прибор используется в комплекте с маской КМ-15М и соединен с кислородным баллоном входным штуцером, в корпусе которого помещены запорный вентиль, манометр и зарядовый штуцер.

Кислородный баллон КП-21 обеспечивает непрерывную подачу кислорода с автоматической регулировкой по высотам за счет анероида или вручную поворотом крана красного цвета против часовой стрелки (рис. 50,6), расположенного на корпусе прибора.

При открытии запорного вентиля *2* кислород из баллона / подается к регулятору *5* первой ступени, где давление понижается до 10,5 кгс/см^2. Если давление после редуктора больше. 10,5 кгс/см^2, то срабатывает предохранительный клапан *6.* Редуктор *8* второй ступени производит регулирование давления кислорода по высотам с помощью анероида 7. С возрастанием высоты в кабине давление за редуктором второй ступени увеличивается и увеличивается поступление кислорода в маску. В случае малой подачи кислорода пользуются ручным регулятором *9.*

Автоматический регулятор давления (анероид) начинает подавать кислород в маску при высоте в кабине более 2000 м, поэтому при необходимости пользования прибором на высотах до 2000— 3000 м подавать кислород в маску ручным регулятором давления, для этого открыть вентиль красного цвета. При пользовании кислородом не допускать снижения давления в баллоне по манометру менее 8—6 кгс/см^2. Продолжительность пользования переносным кислородным прибором КП-21 в нормальных условиях полета 12— 15 мин. Переносные баллоны следует заряжать при заряжении стационарного кислородного баллона. Дозаряжание переносных баллонов в полете производить через зарядный шланг на щитке борт-проводника категорически запрещается.

8.7. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Перед полетом всем членам экипажа освободить маски, присоединить их к кислородным приборам КП-24М. Убедиться, что на КП-24М рукоятка красного цвета «Авария» находится в положении «Закрыто», рукоятка «100% O_2 — Смесь» — в положении «100% O_2».

Открыть вентили на кислородных щитках и по манометрам пилотов проверить давление в кислородной системе.

Давление должно быть при температуре наружного воздуха +50° С не более 32 кгс/см^2, при температуре —50° С — не менее 24 кгс/см^2.

Надеть кислородные маски, отрегулировать крепление, присоединить микрофон и проверить радиосвязь. При каждом входе должны расходиться сегменты индикатора потока кислорода.

В полете для снижения утомляемости и в профилактических целях всем членам экипажа рекомендуется дышать чистым кислородом в течение 5—10 мин каждого часа полета.

Общий запас кислорода 2208 л обеспечивает кислородом одного пилота в течение 9 ч полета и остальных членов экипажа в течение 1 ч в загерметизированной кабине; в течение 9 мин—в разгерметизированной кабине.

При пользовании кислородом хотя бы одним из членов экипажа запрещается курить. Необходимо соблюдать чистоту рук от примеси минерального масла. ***Смесь кислорода с маслом взрывоопасна!***

При посадке самолета, имеющей аварийный исход, стравливать кислород из баллонов запрещается, это может привести к пожару на самолете.

ГЛАВА 9

ОБЪЕКТИВНЫЕ СРЕДСТВА КОНТРОЛЯ

На самолете Ту-134А установлены бортовые самопишущие приборы КЗ-63 и МСРП-12-96, которые регистрируют и сохраняют запись основных параметров полета. Накопленная информация используется для оценки качества пилотирования, работоспособности самолетных систем, для учебных целей и анализа причин предпосылок к летным происшествиям и авариям.

9.1. САМОПИСЕЦ КЗ-63

1. Назначение

Трехкомпонентный самописец высоты, скорости и перегрузки КЗ-63 предназначен для регистрации и сохранения записи в течение всего полета барометрической высоты, приборной скорости и вертикальной перегрузки n_y.

2. Технические данные

Приборы КЗ-63 выпускаются в трех вариантах с различными диапазонами регистрируемых величин.

	I вариант	**II** вариант	**III** вариант
— высоты (км).....	0...15	0 ... 20	0... 25
— скорости (км/ч).....	**150...** 700	200... **1100**	**300... 1500**
— перегрузки (ед).....	—1,5... 3,5	—1,5... 3,5	—2...+9

Погрешность регистрации высоты и скорости . . . ±4%
перегрузки.....±3% от номинальной величины диапазона записи
Напряжение питания.....27 В постоянного тока
Потребляемый ток.....не более 5 А
Запись осуществляется царапанием по эмульсии, зафиксированной без проявления черно-белой 35 мм-кинопленки (ТУ № 6—17 621—74). Запас ленты 10 м в среднем на 12 ч полета.
Перед полетом бортмеханику следует проверить по бортжурналу запас ленты на полет.

3. Устройство и принцип работы

Запись параметров производится царапанием корундовыми резцами по эмульсионному слою кинопленки, зафиксированной без проявления. Перемещение ленты осуществляется лентопротяжным механизмом ЛПМ, который может работать в трех режимах: на малой скорости (4.2—5,2 мм/мин), на большой скорости (4,2—5,2 мм/с) и в автоматическом (основном рабочем) режиме. Переключение режимов осуществляется выключателями В1 и В2, расположенными на лицевой части прибора (рис. 51)

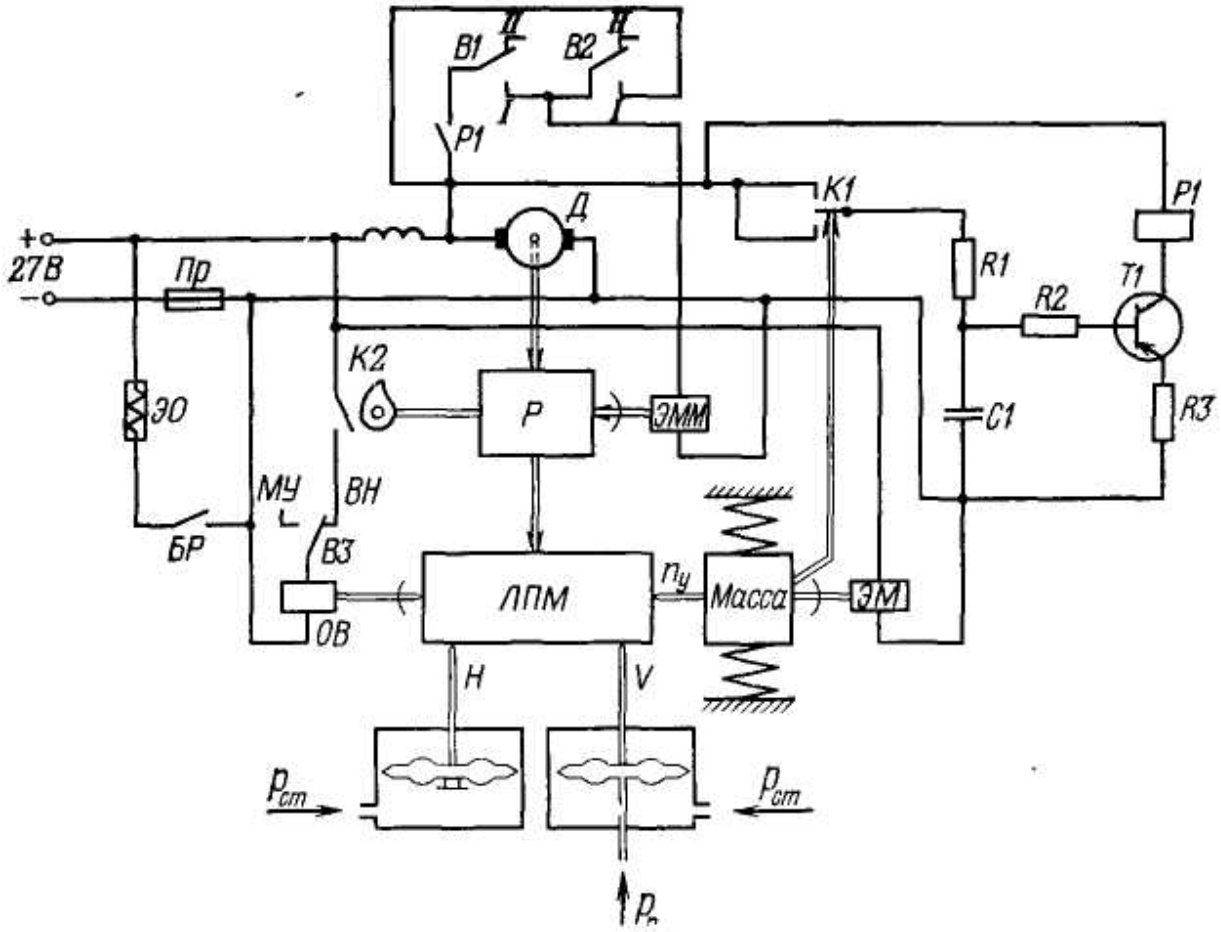


Рис. 51. Функциональная схема самописца КЗ-63

Прибор состоит из трех независимо действующих систем регистрации высоты; регистрации скорости; регистрации перегрузок.

Система регистрации высоты представляет собой анероидную коробку, помещенную в герметичную камеру. В камеру подается статическое давление. При изменении высоты хода анероидной коробки через передаточный механизм передается на корундовый резец, который царапает по эмульсии пленки.

Система регистрации скорости идентична системе высоты; чувствительным элементом является манометрическая коробка, измеряющая разность между полным и статическим давлением.

В основу регистрации перегрузки положен принцип пружинных весов. Чувствительным элементом является инерционная масса, подвешенная на

пружинах. Для предохранения от выхода из строя резца записи перегрузок при рулении самолета на земле инерционная масса арретируется электромагнитом ЭМ.

Питание прибора осуществляется от аккумуляторной шины через предохранитель Пр на 5А и включается автоматически при снятии обжатия с левой амортизационной стойки шасси; +27 В подается на электромагнит ЭМ, который разарретирует инерционную массу, и на двигатель Д. Двигатель через редуктор и электромагнитную муфту ЭММ передает вращение на лентопротяжный механизм. Если оба переключателя В1 и В2 находятся в положении II, то муфта обесточена и лента перемещается со скоростью 4,2—5,2 мм/мин. Если переключатель Б2 находится в положении I, то +27 В подается на муфту ЭММ, которая изменяет передаточное отношение редуктора и двигатель перемещает ленту с большей скоростью 4,2—5,2 мм/с. Если переключатель В1 находится в положении I, а переключатель В2 — в положении II, то скорость перемещения ленты изменяется автоматически. При перегрузках, отличающихся от +1 *g* на величину не более ±(0,2 ...0,3) *g,* контакты К1 разомкнуты, реле Р1 обесточено, +27 В на муфту ЭММ не подается, двигатель протягивает ленту с малой скоростью. При больших перегрузках перемещение инерционной массы вызывает замыкание контактов К1. Подается +27 В на конденсатор С1 и на базу транзистора Т1. Транзистор отпирается и реле Р1 через свои контакты и выключатель В1 подает +27 В на муфту ЭММ; лента перемещается с большей скоростью. Для синхронизации записи в приборе установлен отметчик времени ОВ, представляющий собой электромагнит, на якоре которого укреплена стрелка с резцом. Импульсы для отметки времени подаются на электромагнит от электрочасов МЧ-62 или от внутреннего приспособления, представляющего собой кулачок с контактами К2. Переключение отметчика времени с внутреннего приспособления на электрочасы производится переключателем В3.

Прибор имеет электрообогрев ЭО, включение которого происходит автоматически контактами биметаллического реле БР при температуре 15±5°С.

Прибор КЗ-63 установлен под полом по оси самолета между шп. № 38 и 39.

9.2. САМОПИСЕЦ МСРП-12-96 1. Назначение

Магнитная система регистрации параметров МСРП-12-96 предназначена для непрерывной регистрации параметров полета (в том числе предаварийных и аварийных) с сохранением информации за последние 75 мин полета.

Перечень параметров, регистрируемых системой МСРП-12-96, приведен в следующей таблице.

Номера каналов	Вид регистрируемого параметра	
	аналоговые параметры	разовые команды
1	Барометрическая высота полета от 0 до 13 **000** м	Пожар в левой мотогондоле

Продолжение

Номера каналов	Вил регистрируемого параметра	
	аналоговые параметры	разовые команды
2	Приборная скорость полета от 80 до 800 км/ч	Пожар в правой мотогондоле
3	Вертикальная перегрузка от —2 *g* до 4-5 *g*	«Стружка в масле» левого двигателя
4	Боковая перегрузка в пределах до 1,5 *g*	«Стружка в масле» правого двигателя
5	Угол отклонения руля высоты	«Вибрация велика» левого двигателя
6	Угол отклонения элеронов	«Вибрация велика» правого двигателя
7	Угол отклонения руля на правления	Выпущенное положение основ ной левой стоики шасси
8	Положения рычага управления правым двигателем	Выпущенное положение основ ной правой стойки шасси
9	Положение рычага управления левым двигателем	Отключение рулевой машины автопилота по продольному каналу
10	Угловая скорость крена до ±30 град/с	Отключение рулевых машин автопилота по боковому каналу
11	Обороты турбины левого двигателя	Сигнал «$a_{кр}$ критический»

12	Обороты турбины правого двигателя	Сигнал «Скорость велика»

Примечание На самолетах последних модификаций введена регистрация на МСРП-12-96 параметров:
а) переговоров экипажа с «Землей», при этом запись оборотов правого двигателя на время переговоров не производится;
б) разовая команда — сигнал «Опасно, Земля» системы сигнализации опасной скорости сближения с Землей (ССОС).

2. Комплект и размещение

1. Лентопротяжный механизм в шаровом контейнере установлен в хвостовой части самолета на перегородке (шпангоут № 60).
2. Под полом между шп. № 37а и 38 на этажерке расположены:
— кодирующее устройство;
— соединительный блок;
— распределительный щиток;
— блок питания БП-7;
— датчик приборной скорости ДАС;
— сигнализатор скорости ССА-0,7-2,2И;
— датчик вертикальных перегрузок МП-95;
— датчик поперечных перегрузок МП-95:
— датчик барометрической высоты ДВбП-13;
— датчик угловой скорости ДУСУ1-30АС;
— преобразователь оборотов двигателя самолета ПО-15 (2 шт.);
— распределительная коробка РК-
3. В системах управления рулями высоты, направления, элеронов и двух насосов-регуляторов НР-20С установлено пять датчиков угловых перемещений МУ-615А.
Дополнительно к комплекту на самолете установлены:
— лампа сигнализации работы лентопротяжного механизма;
— выключатель на пульте второго пилота «Контроль МСРП»;
— электрофильтр радиопомех в цепи питания постоянным током 27 В.

3. Технические данные

Допустимое время непрерывной работы без перегрева 16 ч. Запись производится с непрерывным стиранием зарегистрированных параметров так, что на ленте всегда остается информация последних 75 мин полета.
Питание самописца постоянным током от бортсети 27 В или в аварийном режиме от аккумуляторной шины переменным трехфазным током 36 В 400 Гц, подаваемым через три предохранителя СП-2А в РК ~36 В от аварийных шин.
Лентопротяжный механизм расположен в защитном шарообразном контейнере, обеспечивающем сохранность записи при действии ударной перегрузки до 100 *g,* статической распределенной нагрузке 1000 кгс и теплового удара в течение 10 мин до 900... 1000° С

Носителем записи является ферромагнитная лента. Скорость протяжки ленты 96мм/с

Частота опроса параметров 12 раз в секунду

Суммарная погрешность записи и воспроизведения с помощью наземного декодирующего устройства не более 3% (без учета погрешности датчиков)

4. Принцип работы

Система МСРП-12-96 осуществляет последовательное кодирование напряжений датчиков, согласующих устройств и отметок времени во время-импульсной системе с последующей записью импульсных сигналов на магнитную ленту с помощью магнитных головок лентопротяжного механизма. Напряжения от датчиков и согласующих устройств через контакты реле, управляемых калибровочным устройством, подаются на соответствующие двенадцать ячеек кодирующего устройства (рис. 52).

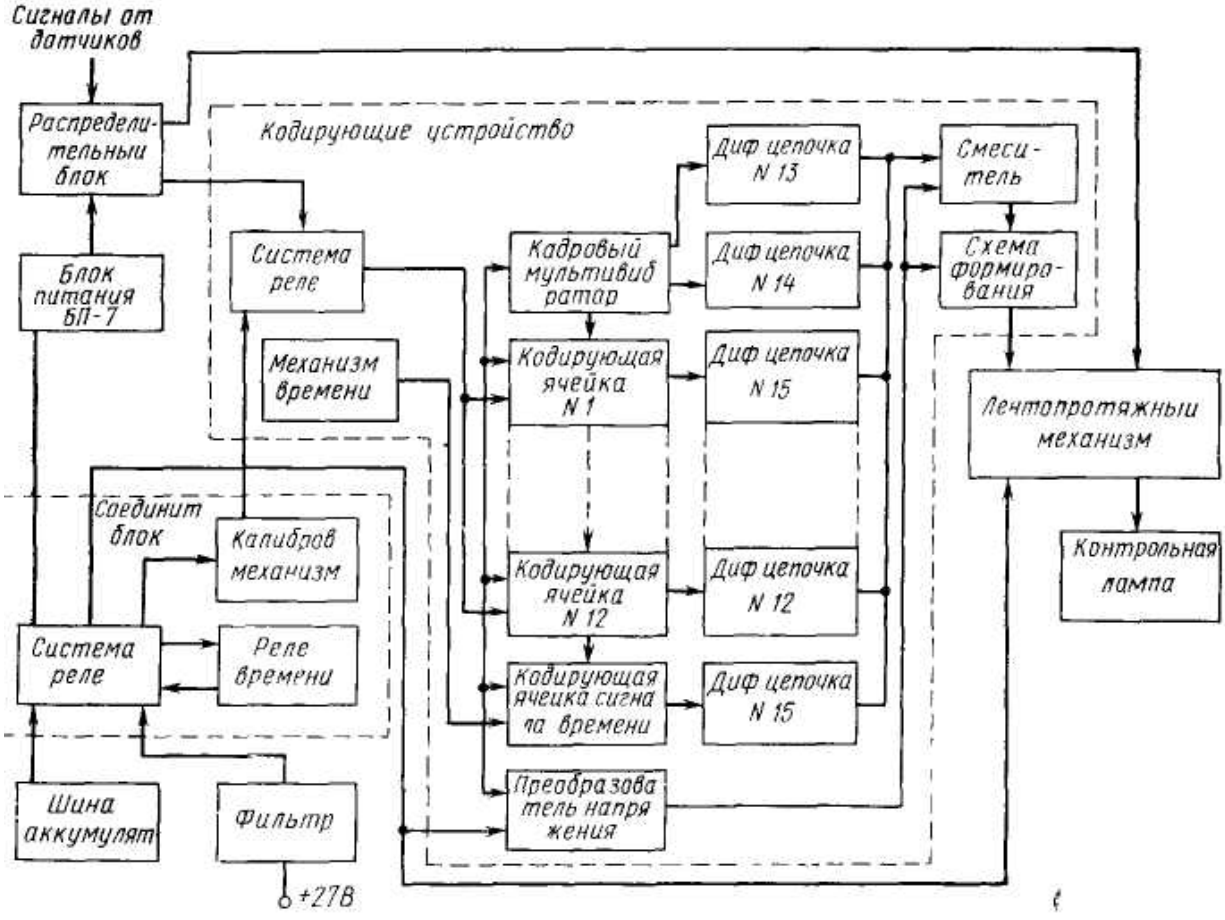


Рис. 52 Блок-схема самописца МСРП-12-96

Каждая кодирующая ячейка представляет собой ждущий мультивибратор, длительность импульса которого линейно зависит от величины напряжения, поступающего от датчика. Последняя, 13-я, кодирующая ячейка служит для кодирования отметок времени. Импульсы от ячеек дифференцируются, поступают на смеситель и подаются на записывающее устройство. Таким образом формируется система импульсов,

расстояния между которыми линейно зависят от напряжений соответствующих датчиков и согласующих устройств.

Для расшифровки записи параметров калибровочное устройство не реже одного раза в 35 с отключает датчики от кодирующих ячеек и на вход ячеек подаются калибровочные напряжения (нуль и максимальное напряжение питания датчиков).

В МСРП-12-96 предусмотрена регистрация разовых команд, что выполняется с помощью распределительного щитка.

5. Эксплуатация

Включение и контроль работоспособности системы МСРП-12-96 перед полетом и в полете осуществляет второй пилот. Предполетную проверку МСРП-12-96 следует производить перед запуском двигателей при снятых заглушках с приемников статического и полного давлений.

Включить АЗС-2 «МСРП» на левой панели АЗС, при этом питание поступает на блоки самописца и обогрев лентопротяжного механизма, протяжки ленты не происходит. Время прогрева в зависимости от температуры наружного воздуха следующее:

+ 5° С и выше.....	5 мин
+5...—15° С.....	10 мин
—15...—30° С.....	15 мин
—30... —40° С.....	20 мин
—40 ... —50° С.....	30 мин
—50° С и ниже.....	40 мин

После прогрева системы включить выключатель «Контроль МСРП» на пульте правого нилота. Зеленая лампочка должна мигать, что свидетельствует о нормальной работе лентопротяжного механизма. Постоянное горение лампочки или негорение означает неисправность лентопротяжного механизма или обрыв магнитной ленты.

Выключатель «Контроль МСРП» включать до запуска двигателя и выключать после посадки и окончания пробега. С неисправным МСРП-12-96 запуск двигателей не производить. Питание системы МСРП-12-96 включается автоматически:

1) сигнализатором скоростного напора ССА-0,7-2,2И при достижении самолетом приборной скорости 70 км/ч ... ±50 км/ч;

2) концевым выключателем ВКП-Д713 при снятии обжатия с левой амортизационной стойки шасси.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дашкевич А. С, Киселев Г. В., Королев В. К. и др. Авиационные автоматические устройства. —М.: Воениздат, 1968. — 116 с.
2. Савченко Н. М., Анненков Н. П. Бортовая система управления БСУ—ЗП.— М.: Транспорт, 1974 г. — 216 с.

ОГЛАВЛ ЕНИЕ

Глава 1 Приборные доски
1. 1 Общая характеристика навигационно-пилотажного оборудовании самолета Ту-134А
1. 2 Приборная доска первого пилота
1. 3 Приборная доска второго пилота
1. 4 Средняя приборная доска пилотов
1. 5 Приборная доска штурмана
1. 6 Верхний приборный щиток пилотов
1. 7 Щиток приборов силовой установки
Глава 2 Эксплуатация навигационно-пилотажных приборов
2. 1 Система питания барометрических приборов
2. 2 Барометрические приборы
2. 3 Рекомендации летному составу по выявлению неисправностей мембранно-анероидных приборов при отказах в системах полного и статическою давлений
2. 4 Гироскопические приборы
2. 5 Эксплуатация авиагоризонтов
2. 6 Блок контроля крена и сигнализации нарушения питания БКК-18
Глава 3 Эксплуатация автомата углов атаки и перегрузок с сигнализацией АУАСП-15КР
3. 1 Назначение
3. 2 Комплект и размещение
3. 3 Технические данные
3. 4 Устройство элементов комплекта
3. 5 Функциональная схема и принцип работы
3. 6 Эксплуатация
Глава 4 Эксплуатация курсовой системы К.С-8
4. 1. Назначение
4. 2 Комплект и размещение блоков
4. 3 Основные технические данные
4. 4. Принцип действия
4. 5 Устройство агрегатов
4. 6 Индикация навигационно-пилотажных параметров
4. 7 Эксплуатация
Глава 5 Эксплуатация навигационной автономной системы ДИСС-013-134 (НАС-П6К)
5. 1 Назначение и состав системы
5. 2 Автоматическое навигационное устройство АНУ-1К
5. 3 Совместная работа устройства АНУ-1К с автопилотом АП-6ЕМ-ЗП
5. 4 Эксплуатация системы ДИСС 013-134 (НАС-1А6К)
Глава 6 Бортовая система управления заходом на посадку БСУ-ЗП
6. 1 Назначение и состав системы БСУ ЗП
6. 2 Технические данные
6. 3 Пилотажно-навигационная система «Путь-4МПА-1К»

6.4 Автопилот АП-РЕМ-ЗП
6.5. Автомат триммирования АТ-2
6.6. Система контроля БСУ-ЗП
6.7. Эксплуатация системы БСУ-ЗП
6.8. Неисправности системы БСУ-ЗП и действия экипажа
Глава 7. Эксплуатация приборов контроля работы двигателей и вспомогательных систем
7.1. Суммирующий электроемкостный топливомер с сигнализацией СЭТС-470А
7.2. Расходомер топлива РТСВ10-8
7.3. Аппаратура контроля вибрации ИВ-200Е
7.4. Измеритель температуры выходящих газов ИТ-2Т
7.5. Тахометр ИТЭ-2Т
7.6. Моторный индикатор ЭМИ-ЗРТИ
7.7. Манометры ДИМ-4Т и ДИМ-8Т
7.8. Вспомогательные приборы
Глава 8. Приборы высотной и кислородной систем
8.1. Расходомеры воздуха УРВ-1500 и УРВК
8.2. Указатель высоты и перепада давления УВПД-5-0.8К
8.3. Высотный сигнализатор ВС-46
8.4. Назначение и состав кислородного оборудования
8.5. Кислородный прибор КП-24М
8.6. Кислородный приборы КП-19 и КП-21
8.7. Эксплуатация кислородного оборудования
Глава 9. Объективные средства контроля
9.1. Самописец КЗ-63
9.2. Самописец МСРП-12-96

Галина Александровна Федосеева

ПРИБОРЫ И НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА Ту-134А

Редактор *И. А. Суворова*
Технический редактор *Т. С. Старых* Корректор *А. И. Карамышкина*

Сдано в набор 31.07.78	Подписано в печать 13.11 78	Т-18064
Формат 60×90¹/₁₆	Бумага типографская № 2	Гарнитура литературная
Печать высокая	Усл. печ. л. 9,5	Уч.-изд. л. 10,3
Тираж 4000 экз	Заказ 981	Цена 35 к

Издательство «Машиностроение», 107885, Москва, ГСП-6, 1-й Басманный пер., д. 3.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
Хохловский пер., 7.

Перевод в электронный вид А.А. Смагин.
Aleks282000@mail.ru
ICQ: 294486616.